

ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL

FACULTAD DE INGENIERÍA ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA

DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DEL CONTROL EN LAZO CERRADO PARA UN SISTEMA DE PROPULSIÓN ELÉCTRICO DE UN UAV DE ALA FIJA A TRAVÉS DE UN COMPUTADOR INDUSTRIAL- IPC

**TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO EN ELECTRÓNICA Y CONTROL**

ALEXIS DAVID SARASTI DUTÁN

YARITZA SALOMÉ VINUEZA CUESTAS

DIRECTOR: Dr.-Ing. PAUL MARCELO POZO PALMA

CODIRECTOR: Dr. Sc. EDGAR HERNÁN CANDO NARVÁEZ

Quito, enero 2022

AVAL

Certificamos que el presente trabajo fue desarrollado por Alexis David Sarasti Dután y Yaritza Salomé Vinueza Cuestas, bajo nuestra supervisión.

PAUL
MARCELO
POZO PALMA

Firmado digitalmente por PAUL
MARCELO POZO PALMA
Nombre de reconocimiento (DN):
cn=PAUL MARCELO POZO PALMA,
serialNumber=231120121334,
ou=ENTIDAD DE CERTIFICACION
DE INFORMACION, o=SECURITY
DATA S.A. 2, c=EC
Fecha: 2022.01.14 08:48:34 -05'00'

Dr.-Ing. Paul Marcelo Pozo Palma
DIRECTOR DEL TRABAJO DE TITULACIÓN

EDGAR
HERNAN
CANDO
NARVAEZ

Firmado digitalmente
por EDGAR HERNAN
CANDO NARVAEZ
Fecha: 2022.01.14
20:23:47 -05'00'

Dr. Sc. Edgar Hernán Cando Narváez
CODIRECTOR DEL TRABAJO DE TITULACIÓN

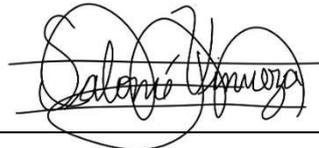
DECLARACIÓN DE AUTORÍA

Nosotros, Alexis David Sarasti Dután y Yaritza Salomé Vinueza Cuestas, declaramos bajo juramento que el trabajo aquí descrito es de nuestra autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional; y, que hemos consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

A través de la presente declaración dejamos constancia de que la Escuela Politécnica Nacional podrá hacer uso del presente trabajo según los términos estipulados en la Ley, Reglamentos y Normas vigentes.



Alexis David Sarasti Dután



Yaritza Salomé Vinueza Cuestas

DEDICATORIA

Dedico este trabajo a mis padres Santiago y Cecilia, a mis hermanos Santiago y Yara, los seres que más amo y que han estado para mí en todo momento.

Alexis David Sarasti Dután.

Dedicado de manera especial a mi familia: Bladimir, Patricia, Génesis y Krystie quienes son las personas más importantes y a las que más amo; y a mis amigos más cercanos.

Espero que cualquier estudiante o persona en general que mire este trabajo, encuentre guía académica que les sea de ayuda en sus investigaciones y proyectos afín.

Yaritza Salomé Vinueza Cuestas.

AGRADECIMIENTO

A mis padres Santiago y Cecilia quienes con su apoyo y amor incondicional me han ayudado a superar todos los inconvenientes por los que he pasado durante mi vida, por darme su ejemplo y enseñarme que con esfuerzo y responsabilidad cualquier meta es alcanzable.

A mis hermanos que a pesar de todas las peleas y discusiones siempre han estado ahí para ayudarme y darme su amor.

A Salomé que desde el momento en el que la conocí me ha ayudado a superarme como persona y como estudiante, y que sin ella nada de esto hubiera sido posible.

Al Dr. Marcelo Pozo, Dr. Edgar Cando y al Ing. Iván Changoluisa por su apoyo y confianza depositada para el desarrollo del presente trabajo de titulación.

Y a todos mis amigos con los que he compartido toda mi vida universitaria, superando juntos todas las dificultades, y viviendo momentos inolvidables en especial Bryan, Zaidi, Juan, Carlos, Carolina, Alexander y Renato.

Alexis David Sarasti Dután.

A Dios por estar siempre guiándome en el camino correcto y permitiéndome lograr lo que me propongo y nunca desampararme.

A mis padres, Bladimir y Patricia por apoyarme a lo largo de todo este camino, dándome siempre ánimos a pesar de la distancia y por su esfuerzo para que sea la mujer que ahora soy. Siempre me han sabido aconsejar y guiar en cada paso a lo largo de mi vida no solo en el ámbito académico sino en el personal y siempre estaré agradecida por su amor incondicional.

A mis hermana mayor Génesis, por ser también una guía y apoyo. Gracias por ser mi compañera y acompañante en esta etapa en la que pasamos lejos de nuestros padres; por cuidarme y por hacerme disfrutar de la vida. A mi hermana menor Krystie, por también apoyarme a la distancia y por quien he trabajado duro para ser un ejemplo como hermana.

A mis abuelitos, Carmelina, Elsa y Hernán por también estar pendientes de mí y apoyarme. A mis tíos más cercanos, Carlos y Narcisa por ser como unos padres para mí.

A mis mejores amigos Edgar, Eduardo, Juan, Lesly y Henry, con los que he compartido un sinnúmero de buenos momentos, risas y hasta lágrimas. Siempre estaré agradecida por su paciencia conmigo y apoyo en todo momento tanto en lo académico como en lo personal.

A todos mis amigos que he conocido a lo largo de esta etapa universitaria, quienes de una u otra forma también fueron un apoyo y con quienes estreché lazos de amistad sincera.

A Alexis S., por ser quien me ha motivado a seguir adelante a pesar de las adversidades que se han presentado, por no dejarme caer y por ser quien me brinda paz y felicidad cada día.

Al Ing. Iván Changoluisa, por ser quien nos orientó y abrió camino para desarrollar el presente trabajo de titulación. Gracias por la guía, motivación, confianza y ayuda incondicional.

A nuestro tutor de tesis, Dr. Marcelo Pozo por las guías que nos ha dado para poder realizar este trabajo de la mejor manera.

Finalmente, a todos quienes conforman el Proyecto de Investigación PIMI 18-01 de la EPN, en especial al Dr. Edgar Cando y el Dr. Esteban Valencia.

Yaritza Salomé Vinueza Cuestas.

ÍNDICE DE CONTENIDO

AVAL	I
DECLARACIÓN DE AUTORÍA.....	II
DEDICATORIA.....	III
AGRADECIMIENTO.....	V
ÍNDICE DE CONTENIDO.....	VII
RESUMEN	IX
ABSTRACT	X
1. INTRODUCCIÓN	1
1.1 OBJETIVOS	3
1.2 ALCANCE	3
1.3 MARCO TEÓRICO.....	5
1.3.1 INTRODUCCIÓN A LOS VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS (UAVs) 5	
1.3.2 SISTEMA AERODINÁMICO	8
1.3.3 SISTEMA DE PROPULSIÓN ELÉCTRICO	18
1.3.4 VARIABLES Y ESTRATEGIAS DE CONTROL.....	24
1.3.5 SISTEMA EMBEBIDO DE CONTROL.....	28
2. METODOLOGÍA.....	49
2.1. BANCO DE PRUEBAS DE PROPULSIÓN ELÉCTRICA	51
2.1.1 Diseño y montaje de la estructura del banco de pruebas	51
2.1.2 Dimensionamiento y acondicionamiento del sistema de propulsión y sensores	56
2.1.3 Ensamblaje y montaje de elementos	74
2.2. TABLERO DE CONTROL	75
2.2.1 Diseño y selección de componentes	75
2.2.2 Ensamblaje y montaje de equipos	79
2.3. IDENTIFICACIÓN Y SIMULACIÓN DE LA PLANTA.....	85
2.3.1 Identificación de la planta	85
2.3.2 Simulación de la planta ESC – Motor – Propela	94
2.4. DISEÑO DE CONTROLADORES	95
2.4.1 Esquema de control en cascada.....	95

2.5.	SIMULACIÓN DE CONTROLADORES	107
2.5.1	Simulación del controlador de velocidad	108
2.5.2	Simulación del controlador de potencia y velocidad en esquema cascada	110
2.6.	INTEGRACIÓN DE LOS CONTROLADORES EN EL IPC BECKHOFF	113
2.6.1	Desarrollo del algoritmo de control	114
2.7.	DESARROLLO DE LA INTERFAZ GRÁFICA.....	119
2.7.1	Diagrama de la Interfaz Gráfica	119
3.	RESULTADOS Y DISCUSIÓN	122
3.1.	PRUEBAS DEL LAZO DE CONTROL INTERNO DE VELOCIDAD.....	122
3.1.1	Pruebas ante cambios de referencia tipo paso.....	123
3.1.2	Pruebas ante perturbaciones de viento	125
3.2.	PRUEBAS DEL LAZO INTERNO DE VELOCIDAD Y LAZO EXTERNO DE POTENCIA (ESQUEMA CASCADA)	132
3.2.1	Pruebas ante cambios de referencia tipo paso.....	132
3.2.2	Pruebas ante perturbaciones de viento	136
3.3.	CURVAS DE VELOCIDAD, POTENCIA, TORQUE Y EFICIENCIA.....	142
3.4.	COMPARACIÓN DE RESULTADOS DEL MODELO EN MATLAB/SIMULINK CON LA IMPLEMENTACIÓN FÍSICA.....	146
4.	CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	152
4.1.	CONCLUSIONES.....	152
4.2.	RECOMENDACIONES	153
5.	REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	155
	ANEXOS	<u>¡Error! Marcador no definido.</u> 160

RESUMEN

En el presente trabajo de titulación se desarrolló e implementó el sistema de control en lazo cerrado para un sistema de propulsión eléctrico de un vehículo aéreo no tripulado-UAV de ala fija a través de un computador industrial-IPC. Este sistema cuenta con cuatro modos de funcionamiento, el primero es el modo local-manual el cual permite controlar el banco de pruebas desde el tablero de control variando la referencia de potencia mediante un potenciómetro. El segundo es el modo local-automático, permite controlar el banco de pruebas desde el tablero de control y la referencia de potencia está predeterminada por programación. El tercer modo es el remoto-manual donde el banco pruebas es controlado desde el HMI y la referencia de potencia se modifica a través de un cuadro de texto editable. El modo remoto-automático controla el banco de pruebas desde el HMI y envía una referencia de potencia predeterminada por programación que se encuentra previamente realizada desde el IPC. Para cumplir con los objetivos de este trabajo primero se realiza una revisión bibliográfica acerca de los sistemas de propulsión eléctricos de UAVs de ala fija, los elementos electrónicos que lo componen para dimensionarlos de acuerdo con los requerimientos necesarios y los sistemas de control que se utilizan.

En el primer capítulo se encuentra información de los principios aerodinámicos de un UAV, los sistemas de propulsión eléctricos para UAVs de ala fija, las variables y estrategias de control a utilizar y los componentes de un sistema embebido de control.

En el segundo capítulo se realiza el diseño y montaje del banco de pruebas de propulsión y del tablero de control, se realiza la identificación y simulación de la planta; el diseño de los controladores junto a la simulación de cada uno de ellos en el software Matlab/Simulink y al final del capítulo se habla sobre la integración de los controladores diseñado dentro del IPC junto al desarrollo de la interfaz gráfica.

En el tercer capítulo se presenta las respectivas pruebas realizadas ante cambios de referencia y ante perturbaciones para cada uno de los controladores que componen el esquema de control, las curvas de torque vs velocidad, eficiencia vs potencia y eficiencia vs velocidad junto con su respectivo análisis. Finalmente, se presenta la comparación del esquema de control del sistema de propulsión simulado con el real tanto del lazo interno como del lazo externo ante distintos cambios de referencia.

PALABRAS CLAVE: Computador industrial-IPC, HMI, UAV, banco de pruebas, propulsión.

ABSTRACT

In this work, a closed-loop control system for an electric propulsion system of a fixed-wing unmanned aerial vehicle-UAV was developed and implemented in an industrial computer-IPC. This system has four operating modes, the first one is the local-manual mode which allows to control the test bench from the control board by varying the power reference through a potentiometer. The second is the local-automatic mode, which allows to control the test bench from the control panel and the power reference is predetermined by programming. The third mode is the remote-manual mode where the test stand is controlled from the HMI and the power reference is modified through an editable text box. The remote-automatic mode controls the test bench from the HMI and sends a predetermined power reference by programming that is previously done from the IPC. In order to fulfill the objectives of this work, first a bibliographic review is made about the electric propulsion systems of fixed wing UAVs, the electronic elements that compose it to size them according to the necessary requirements and the control systems that are used.

The first chapter contains information about the aerodynamic principles of a UAV, the electric propulsion systems for fixed-wing UAVs, the variables and control strategies to be used and the components of an embedded control system.

In the second chapter, the design and assembly of the propulsion test bench and the control board, the identification and simulation of the plant; the design of the controllers together with the simulation of each one of them in the Matlab/Simulink software and the integration of the controllers designed within the IPC are performed together with the development of the graphic interface.

The third chapter presents the respective tests performed for each of the controllers that constitute the control scheme, the torque vs. speed, efficiency vs. power and efficiency vs. speed curves, together with their respective analysis. Finally, the comparison of the control scheme of the simulated propulsion system with the real one is presented, both for the inner loop and the outer loop under different reference changes.

KEYWORDS: Industrial computer-IPC, HMI, UAV, test bench, propulsion.

1. INTRODUCCIÓN

Los Vehículos Aéreos no Tripulados (UAVs por sus siglas en inglés) son aeronaves que pueden operar sin necesidad de tener una tripulación a bordo. En los últimos años, gracias a los avances tecnológicos, el uso de los UAVs ha tenido un crecimiento exponencial en varios campos debido a la gran versatilidad y amplia gama de aplicaciones, específicamente en nuestro país son usados para fotogrametría [1], operaciones de seguridad y vigilancia [2], cartografía [3], agricultura [4], monitoreo y detección de incendios forestales [5] y monitoreo de recursos naturales [6].

La gran mayoría de aplicaciones y trabajos que se han desarrollado al respecto se enfocan en el uso de UAVs multirrotores debido a su facilidad de operación. Sin embargo, cuando se trata de aplicaciones a gran escala, los drones de tipo ala fija presentan mejores características. Entre las ventajas se puede mencionar mayor tiempo de vuelo, mejor cobertura de terreno por vuelo, mayor capacidad de carga y más tolerancia a condiciones agrestes como fuertes vientos y baja densidad de aire.

Es por esto que el grupo ATA (Aeronáutica y termo fluidos aplicados) [7] de la EPN se ha enfocado en el desarrollo e implementación de aeronaves de tipo ala fija para monitoreo de recursos naturales, que permitan tener una larga autonomía de vuelo y que se encuentren en la capacidad de cargar diferentes tipos de sensores necesarios para este tipo de aplicaciones. Las aeronaves de ala fija que se implementan dentro del grupo ATA cuentan con un sistema de control de vuelo el cual se encarga de regular tanto la orientación como el desplazamiento de la aeronave. Para producir el desplazamiento del dron se hace uso de un sistema de propulsión eléctrico el cual está regulado en base a los requerimientos de potencia determinados por los parámetros de la misión de vuelo (altura, velocidad y dirección).

Actualmente los drones son capaces de realizar misiones autónomas con trayectorias definidas en base a puntos GPS, sin embargo, no se ha podido alcanzar los tiempos de vuelo necesarios para las aplicaciones en las que se enfoca el grupo. Esto se debe a muchos factores como: la baja densidad energética de las baterías disponibles, la aerodinámica de la aeronave, las condiciones ambientales en las que se debe desenvolver el dron y la eficiencia de sus controladores de vuelo. Para solventar estas problemáticas y aumentar el tiempo de vuelo se han optado diferentes estrategias desde el punto de vista aerodinámico y mecánico, por ejemplo, la propulsión distribuida (EDP) es una tecnología que sustituye los propulsores grandes por una cantidad equivalente de propulsores pequeños con el fin de mejorar el rendimiento, la eficiencia energética y reducir el ruido de

la aeronave [6]; los morphing wings permiten modificar la anatomía del ala de la aeronave mientras vuela con el fin de que el rendimiento del UAV se adapte a las condiciones de vuelo [8]; otra estrategia es el aumento del área del ala de la aeronave el cual se traduce en mayor capacidad de carga [9], entre otras. Sin embargo, todavía no se ha estudiado adecuadamente la incidencia del control del sistema de propulsión sobre la autonomía de la aeronave. Este último factor es de suma importancia, pero no ha podido ser estudiado ni mejorado debido a que actualmente los sistemas de control son implementados en base a elementos comerciales con limitadas opciones de configuración. En este sentido, el presente trabajo se enfoca en primer lugar en realizar un estudio de las características de la aeronave respecto a su sistema de propulsión, su modo de operación y principales especificaciones técnicas, se hará un modelamiento analítico y experimental del sistema de propulsión y en segundo lugar, se diseñarán los controladores para el manejo de la potencia y velocidad generada por el sistema de propulsión, esto permitirá evaluar adecuadamente la eficiencia de este tipo de sistemas y la influencia que tiene el sistema de control sobre la autonomía de la aeronave.

El proyecto de investigación (PIMI 18-01) es uno de los principales proyectos con el que trabaja el grupo ATA, busca la evaluación experimental de sistemas de propulsión híbridos con el fin de adaptarlos y acoplarlos para la validación del trabajo previo realizado. Uno de los principales objetivos del proyecto es la implementación de un banco de pruebas híbrido del sistema de propulsión de un vehículo aéreo no tripulado que permita evaluar a nivel energético el desempeño de dichos sistemas. En este contexto, el presente trabajo de titulación busca estudiar la componente eléctrica de sistemas híbridos a través del estudio de sistemas eléctricos de propulsión de small UAVS (Vehículo aéreo no tripulado pequeño por sus siglas en inglés). A su vez dicho sistema será implementado a través de un computador industrial (IPC) disponible como parte de los equipos adquiridos por el proyecto de investigación. En este sentido el presente trabajo busca establecer los cimientos para la integración y control de sistemas de propulsión eléctricos para UAVs, los cuales puedan ser manipulables para alinearlos a los objetivos a cumplir dentro del proyecto de investigación.

1.1 OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL:

Diseñar e implementar el sistema de control en lazo cerrado para un sistema de propulsión eléctrico de un UAV de ala fija a través de un computador industrial-IPC.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS:

- Realizar una revisión bibliográfica acerca de los modelos dinámicos correspondientes a los sistemas eléctricos de propulsión y control usados para UAVs de ala fija, y a su vez del computador industrial (IPC) disponible como parte de los equipos del proyecto PIMI 18-01.
- Diseñar e implementar un banco de pruebas de un sistema eléctrico de propulsión para un small-UAV, un tablero de control didáctico para el manejo de dicho banco y una interfaz gráfica de usuario (HMI) que permita la visualización del estado de todas las variables que lo conforman.
- Diseñar el controlador tipo cascada para el control de un sistema eléctrico de propulsión de un UAV que contenga un lazo interno de control de velocidad y un lazo externo de control de potencia.
- Realizar pruebas al sistema de propulsión ante cambios de referencia de potencia y analizar el rendimiento del controlador cascada mediante los índices de desempeño ISU y TVU, así como también la eficiencia energética del sistema de propulsión mediante los índices ISE e IAE.
- Evaluar el desempeño del controlador implementado ante perturbaciones de viento para evaluar la influencia que tiene el sistema de control sobre la autonomía de la aeronave ante las perturbaciones.

1.2 ALCANCE

El alcance definido en este Proyecto Técnico se lo describe en los siguientes puntos:

- Se realiza la revisión bibliográfica de: principios aerodinámicos, sistemas de propulsión, funcionamiento de motores brushless, controladores electrónicos de velocidad y sistemas de control para UAVs de ala fija con el fin de implementar todo el sistema como un banco de pruebas.

- Se realiza la revisión bibliográfica de las características técnicas, funcionamiento básico del software de programación TwinCAT 3, herramienta de diseño de interfaces de operador HMI, introducción del protocolo de comunicación Ethercat y los lenguajes de programación del computador industrial IPC modelo C6015-0010 de la marca Beckhoff a fin de implementar el control en el banco de pruebas.
- Se diseña e implementa un banco de pruebas para un sistema de propulsión junto con su sistema de sensores de tal manera que sea capaz de medir velocidad, empuje, voltaje y corriente del motor brushless perteneciente al banco de pruebas siendo todo este conjunto la planta por controlar.
- Se diseña e implementa un tablero de control didáctico para el manejo del sistema eléctrico de propulsión y una interfaz gráfica de usuario (HMI) para la manipulación remota y local de dicho sistema, así como también para la visualización de su comportamiento y del estado de todas las variables que conforman el banco de pruebas.
- Se realiza el modelamiento de los elementos que constituyen el banco de pruebas y se simulará el modelo dinámico en el software Matlab/Simulink.
- Se simula el esquema de control en cascada propuesto aplicado al sistema eléctrico de propulsión usando el software Matlab/Simulink y posteriormente serán programados dentro del computador industrial IPC modelo C6015-0010 de marca Beckhoff.
- Se realiza el análisis de los resultados obtenidos en simulación con los datos obtenidos a través de la implementación física del banco de pruebas en base a los índices ISE y IAE a fin de evaluar y validar el modelo dinámico del banco de pruebas.
- Se realiza pruebas ante cambios de referencia de potencia y se analizará el rendimiento del controlador cascada mediante los índices de desempeño ISU y TVU. Además, se analizará el desempeño energético del sistema de propulsión en base a los índices de desempeño ISE e IAE.
- Se realiza pruebas ante perturbaciones de viento para evaluar la influencia que tiene el sistema de control sobre la autonomía de la aeronave ante tales perturbaciones.

1.3 MARCO TEÓRICO

A continuación, se presenta la información teórica necesaria para comprender el presente proyecto técnico.

1.3.1 INTRODUCCIÓN A LOS VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS (UAVs)

Los Vehículos Aéreos no Tripulados (UAVs por sus siglas en inglés) son aeronaves que pueden operar sin necesidad de tener una tripulación a bordo. Existen los también llamados sistemas aéreos no tripulados (Unmanned Air Systems-UAS por sus siglas en inglés), que engloba al UAV, la estación de control en tierra (GCS) y el enlace de comunicación.

1.3.1.1 Tipos de UAVs

Muchos autores han propuesto varias clasificaciones para los distintos tipos de UAVs. Algunas de las características para realizar estas clasificaciones según: el tipo de vehículo, tamaño, peso, tipo de misión, altitud, resistencia, uso, forma de sustentación, etc. [10].

Para este trabajo de titulación las maneras más adecuadas de clasificar los diferentes tipos de UAVs son las siguientes:

- Clasificación de los UAVs según su uso:
Se tiene los UAVs orientados a uso civil y los orientados a uso militar. Algunas aplicaciones de uso civil son: fotografía aérea, monitoreo del tráfico, etc. Los UAVs de uso militar han alcanzado un gran grado de madurez y representan un tercio del total de aeronaves en operación, donde desempeñan misiones de inteligencia, vigilancia y reconocimiento [11] [12].
- Clasificación de los UAVs según su modo de operación:
De acuerdo con el Departamento de Defensa de Estados Unidos, los UAVs se clasifican en cuatro modos de operación en cuanto a la forma de pilotar una aeronave: modo manual, modo supervisado, modo automático y modo autónomo. En el modo manual la aeronave es pilotada directamente por el piloto a través de un control de radiofrecuencia; el modo supervisado es similar al modo manual, sin embargo, el piloto no puede controlar directamente los mandos, solo puede decidir qué acción llevar a cabo a través su puesto de radiofrecuencia y un autopiloto se encarga de transformar dichas indicaciones en actuaciones sobre las superficies de control o motores; en el modo automático el UAV sigue un plan de vuelo previamente definido y no existen medios para cambiarlo durante su ejecución y el

modo autónomo no necesita de un piloto que lo controle y la aeronave se guía por su propio sistema de control y sensores [11] [12].

- Clasificación de los UAVs según su forma de sustentación:

Se dividen en dos clasificaciones en UAVs multirrotores y UAVs de ala fija. Los UAVs multirrotores como su nombre lo indica se encuentran constituidos con 2 o más motores los cuales se encuentran sujetos por una serie de brazos conformando una estructura capaz de alojar toda la electrónica [11] [12].



Figura 1.1. Aeronaves multirrotores [12].

Los UAVs de ala fija son aeronaves que utilizan alas fijas y estáticas en combinación con la velocidad del aire para generar sustentación. Se caracterizan por tener una estructura y alas similares a los aviones convencionales, sus principales ventajas son un mayor tiempo de vuelo y alcanzan distancias y velocidades mayores en comparación a los UAVs de tipo multirotor [11] [13].



Figura 1.2. Aeronave de ala fija.

El trabajo se centrará en el estudio de los UAVs de Ala Fija por lo cual se hará una descripción de sus sistemas y componentes principales.

1.3.1.2 Sistemas y componentes de un UAV de ala fija

Los vehículos aéreos son sistemas complejos formados por estructuras de hardware y software. Los principales componentes de un UAV pueden ser divididos en dos categorías: la plataforma aérea y el sistema de comunicación [14].

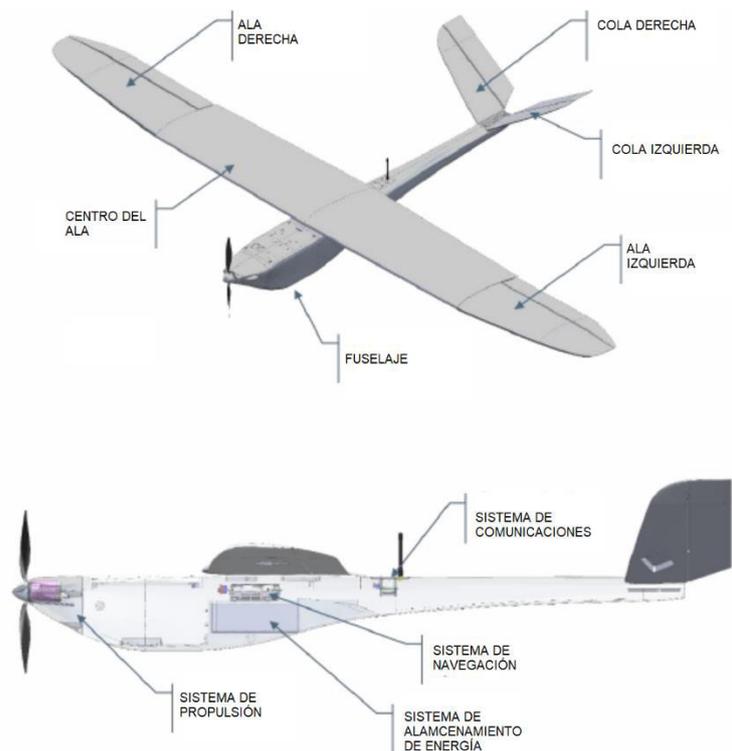


Figura 1.3. Sistemas y componentes básicos de un UAV de ala fija

La plataforma aérea está compuesta de diferentes sistemas cuyo propósito es permitir el vuelo y llevar algunos sensores en el aire para la adquisición de datos. Dentro de la plataforma aérea se encuentran los siguientes: el sistema aerodinámico, el sistema de propulsión, el sistema de almacenamiento de energía eléctrica y el sistema de navegación.

Dentro del sistema aerodinámico el fuselaje es la estructura principal del UAV. Su estructura debe tener en cuenta el peso de los componentes del sistema de almacenamiento de energía, sistema de comunicación y sistema de navegación a bordo. Además, el fuselaje tiene que estar adecuadamente diseñado para soportar las fuerzas que pueden producirse durante el vuelo y no provocar deformaciones y vibraciones [14].

El sistema de propulsión está compuesto por el conjunto motor-hélice, el controlador electrónico de velocidad (ESC por sus siglas en inglés),

El sistema de almacenamiento de energía es el encargado de proveer energía al sistema. Existen diversos sistemas de energía siendo la más común el uso de baterías LiPo [14].

El sistema de navegación está compuesto del controlador de vuelo también llamado autopilot, GPS/GNSS y el sistema inercial.

El controlador de vuelo es el núcleo del sistema de navegación que se encarga de la estabilización de la aeronave y le permite realizar misiones de vuelo autónomas. Este controlador gestiona la planificación de vuelo y en conjunto con el GCS y el sistema de comunicación (descrito al final de esta sección) es posible verificar en tiempo real la trayectoria con respecto a la real. Además, es posible conectar a esta tarjeta diferentes sensores (sensor de temperatura, sensor de humedad, sensor de voltaje, sensor de corriente, etc) para sincronizar la adquisición de datos con la hora del GPS.

El GPS generalmente se instala a bordo del UAV y tradicionalmente se utiliza para definir la posición del UAV en modo autónomo o semi manual. El último componente del sistema de navegación es el sistema inercial el cual, conformado por un sensor MEMS (sistema microelectromecánico), controla la postura del UAV, es decir, controla la orientación respecto a un sistema de referencia inercial [14].

La estación de control en tierra (GCS) permite un control remoto permanente e interactivo del UAV informando al piloto sobre el progreso del vuelo autónomo. La configuración base de un GCS suele ser a través de un ordenador capaz de planificar el vuelo y controlar su ejecución. La mayoría de los vehículos aéreos no tripulados comerciales tienen su propio planificador de misión o cuentan con un software de código abierto. Los planificadores de misión son aplicaciones en las que es posible definir una trayectoria de navegación o establecer un vuelo fotogramétrico definiendo el área de interés, los parámetros de la cámara, etc [14].

El último componente del UAV es el sistema de comunicación, que es la conexión por radio entre la GCS y el UAV. Para comandar y controlar un UAV, la comunicación por radio es obligatoria para asegurar un enlace continuo para operaciones de emergencia.

Dadas las características y alcances del presente proyecto de titulación no se tomará en cuenta el GPS, el sistema inercial del sistema de navegación, la GCS y el sistema de comunicación; únicamente se analizará el sistema aerodinámico, el sistema de propulsión, el sistema de almacenamiento de energía y el controlador de vuelo (el cual posteriormente se lo llamará Sistema Embebido de Control).

1.3.2 SISTEMA AERODINÁMICO

Un avión puede definirse como un vehículo aéreo sustentado por las fuerzas de reacción causadas por el flujo de aire contra la superficie de su cuerpo. El rendimiento estará representado por el movimiento de traslación de la aeronave como respuesta a las fuerzas externas que actúan sobre su centro de masa [15].

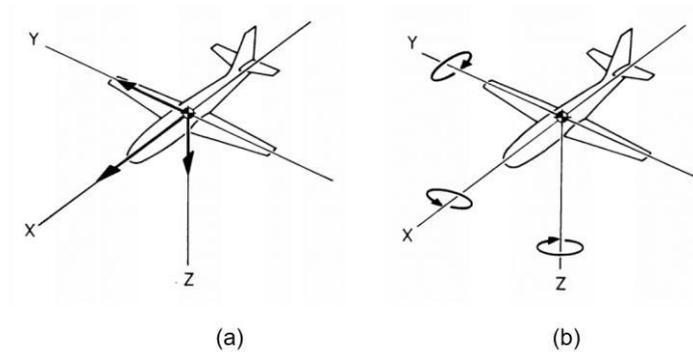


Figura 1.4. Movimientos de una aeronave de ala fija: (a) Movimiento de traslación y (b) Movimiento de rotación [15].

Como se ilustra en la Figura 1.4., un avión de ala fija tiene 6 grados de libertad: tres componentes de la velocidad lineal y tres componentes de la velocidad angular actuando sobre los ejes X, Y y Z respectivamente, donde el origen de sistema de ejes coincide con el centro de masa del avión [15].

Ya que en este proyecto de titulación se usará un banco de pruebas que emule el sistema de propulsión de un UAV de ala fija, solo se tomará en cuenta los componentes de velocidad lineal.

1.3.2.1 Fuerzas que actúan sobre una aeronave

Varias fuerzas interactúan de manera simultánea sobre una aeronave en vuelo y su estado de movimiento está dado por la fuerza neta o resultante. Si la fuerza neta es nula, la aeronave continuará con su estado de movimiento actual, caso contrario el estado de movimiento cambiará. Como la fuerza es un vector, la dirección del cambio será en la dirección de la fuerza o momento neto [16].

Uno de los primeros pasos para reconocer el movimiento de una aeronave es identificar las fuerzas que actúan sobre ella. Estas fuerzas se sumarán y determinarán la dirección y el estado del movimiento, la velocidad y la aceleración. Existen tres grupos de fuerzas que actúan sobre una aeronave en todo momento [16]:

- Fuerza de gravedad o peso
- Fuerza de propulsión o empuje del motor
- Fuerzas aerodinámicas

El peso se origina por la fuerza gravitatoria de la tierra y siempre está en dirección hacia el centro de la Tierra; esta no cambia en ninguna circunstancia y se aplica en el centro de gravedad de la aeronave. El peso (W) es simplemente la masa (m) por la constante gravitatoria, g ($9,81 \text{ m/s}^2$).

$$W = mg \quad (1.1)$$

La segunda fuerza es el empuje (Thrust), esta es generada por el sistema de propulsión como resultado de la acción combinada de un par motor-hélice. La dirección del empuje es siempre hacia adelante y es independiente de la ubicación del motor. El empuje del motor por sí solo no es responsable de la elevación de la aeronave como puede parecer a simple vista, para ello requiere un ángulo de ajuste y un grupo de fuerzas aerodinámicas que se explican más adelante. Si el motor tiene un ángulo de ajuste (α_T), la dirección del empuje tiene un ángulo de α_T con respecto al eje del cuerpo del fuselaje de la aeronave [16]. Este ángulo es muy pequeño (aproximadamente menos de 5°) [16]. La Figura 1.5. ilustra una aeronave con el peso y empuje.

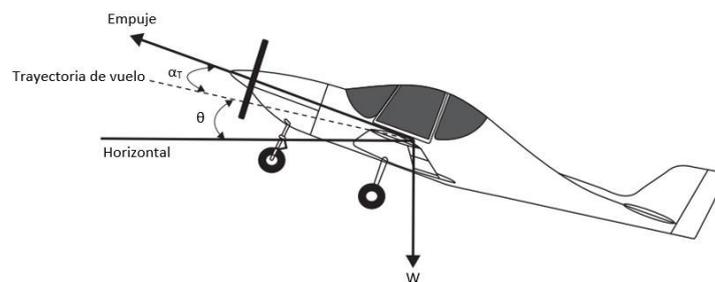


Figura 1.5. Ilustración de una aeronave con dos fuerzas no aerodinámicas (Empuje-T y Peso-W) [16].

El tercer grupo de fuerzas se denominan fuerzas aerodinámicas y se producen cuando cualquier vehículo aéreo viaja a través de la atmósfera. Este grupo de fuerzas se aplican en el centro aerodinámico y su origen es la distribución de la presión sobre toda la aeronave más la fricción entre el aire y los componentes externos de la misma [16]. En palabras simples, la combinación de la configuración (estructura física) y el movimiento de la aeronave es la responsable de estas fuerzas.

La aeronave debe estar diseñada para producir las fuerzas aerodinámicas de manera que apoyen el movimiento de la aeronave de la manera más eficiente, dichas fuerzas son: la fuerza de sustentación (Lift) y la fuerza de arrastre o resistencia (Drag) [16].

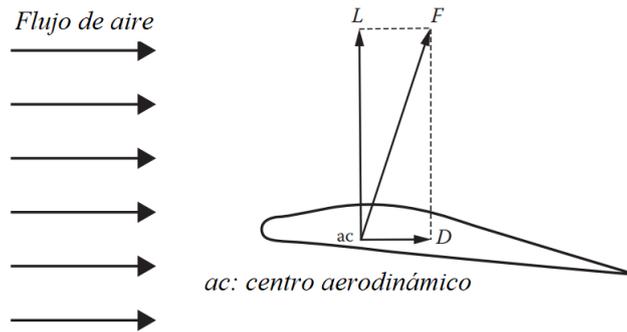


Figura 1.6. Definiciones de Lift y Drag [16].

Las fuerzas resultantes (L y D) se representan mediante el vector de la Figura 1.6. La fuerza aerodinámica puede resolverse en dos fuerzas: paralela y perpendicular al viento relativo. La resistencia aerodinámica o Drag siempre se denota como la componente de la fuerza aerodinámica paralela al viento relativo y la sustentación o Lift se denomina siempre como la componente de la fuerza aerodinámica perpendicular al viento relativo [16].

Entonces, la fuerza de sustentación o Lift es ascendente y es la principal fuerza para elevar la aeronave y mantenerla en el aire, por lo cual esta debe ser maximizada mientras que la fuerza de arrastre o Drag siempre actúa como una fuerza contraria al movimiento, por lo cual esta debe minimizarse.

En resumen, existe 4 fuerzas principales que actúan sobre una aeronave durante el vuelo: Empuje (Thrust), Peso (Weight), sustentación (lift) y resistencia (drag).

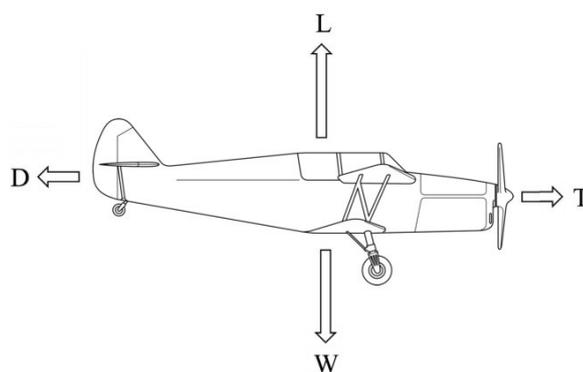


Figura 1.7. Fuerzas principales que actúan sobre una aeronave.

1.3.2.2 Etapas de vuelo

En la Figura. 1.8. se ilustra un perfil de vuelo típico de un avión el cual consiste en las siguientes fases: (1) Rodaje (Taxi), (2) despegue (Take off), (3) ascenso (climb), (4) crucero

(cruise), (5) viraje (turn/maneuver), (6) descenso (descend), (7) aproximación (approach) y (8) aterrizaje (landing).

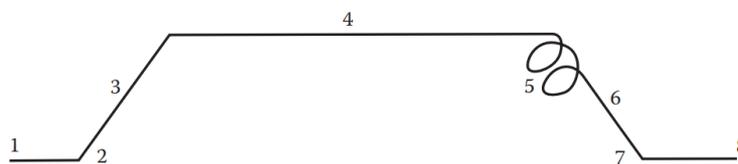


Figura 1.8. Perfil de vuelo típico de un avión: (1) Rodaje, (2) despegue, (3) ascenso, (4) crucero, (5) viraje, (6) descenso, (7) aproximación y (8) aterrizaje [16].

1. Rodaje (Taxi): Esta etapa se trata de preparar el avión para el despegue, en caso de un avión esta etapa haría referencia al desplazamiento de la aeronave a la puerta de embarque para a la subida de los pasajeros, luego desplazarse hacia el principio de la pista a velocidad muy baja y esperar al despegue al recibir el permiso de la torre de control [16].
2. Despegue (Take off): El avión parte de su reposo inicial y se mueve en línea recta a lo largo de una pista y a medida que el tiempo pasa, la velocidad aumenta hasta llegar a la velocidad de despegue. Al mismo tiempo, el Lift se incrementa hasta que se iguale al peso de la aeronave y le permita abandonar el suelo [15] [16].
3. Ascenso (Climb): Tras el despegue la aeronave comienza a ganar altitud y a aumentarla. Como la aeronave despegue a velocidad baja, la primera parte del ascenso será acelerada hasta una velocidad determinada. Luego, el avión seguirá ascendiendo hasta una altitud de crucero a una velocidad aproximadamente constante [15] [16]. Cabe resaltar que esta etapa es una de las consume mayor energía ya que se necesita de mucha energía para elevar la aeronave del suelo.
4. Crucero (Cruise): En esta etapa el avión se mantendrá a una altitud fija, sin embargo, la primera parte del vuelo crucero se acelerará hasta que se alcance una velocidad de crucero predeterminada. Luego se continuará el vuelo hacia el destino a una velocidad de crucero constante [15] [16]. En esta etapa, la aeronave no consume demasiada energía ya que se mantiene en el aire debido a la planeación producida por la circulación del aire a través de su estructura aerodinámica.
5. Viraje (Maneuver): Esta fase puede ser una combinación de varias operaciones siendo algunos casos: el giro de la aeronave hacia el destino, el cambio de rumbo de la trayectoria de vuelo o realizar lo que se conoce como circuito de espera en

caso de que no sea posible realizar el aterrizaje. La principal característica de esta fase que experimentará la aeronave es un movimiento de balanceo (rolling) más un movimiento de desviación (yawing) [15] [16].

6. Descenso (Descend): En esta fase tanto la altitud como la velocidad se reducirán constantemente dejando así las condiciones de crucero y se debe tomar en cuenta que se producirá un efecto de cabeceo (pitch) negativo para tener una menos sustentación (Lift) que el peso [16].
7. Aterrizaje (Landing): Es la última fase de cualquier vuelo y en ella se incluye la aproximación, llegada y reducción de la velocidad. En este último punto, el piloto debe seguir la pista hasta que alcance una velocidad segura y realizar nuevamente el rodaje [16].

1.3.2.3 Análisis de la potencia requerida

1.3.2.3.1 Ecuaciones de movimiento

Las ecuaciones de movimiento son una descripción matemática del comportamiento de un sistema en función del tiempo. La ley más significativa es la segunda ley de Newton que describe la relación entre las fuerzas aplicadas y el consecuente movimiento del vehículo. La segunda ley de Newton establece que la fuerza aplicada provoca un cambio en el momento lineal del vehículo, esta ley se representa a través de la siguiente ecuación diferencial [17]:

$$\sum F = \frac{d}{dt}(mv) \quad (1.2)$$

Donde:

$\sum F$: representa la suma de las fuerzas que actúan sobre el objeto.

m : la masa del objeto

v : La velocidad del objeto

Además, la segunda ley de Newton indica que, si la masa del vehículo no varía durante el movimiento, la aceleración del cuerpo es directamente proporcional y en la misma dirección que la fuerza neta que actúa sobre el mismo e inversamente proporcional a su masa [17].

Solo por mencionar, la primera ley de Newton establece que un objeto en reposo permanece en reposo o un objeto en movimiento permanece en movimiento a velocidad

constante, a menos que una fuerza externa modifique este estado, en este sentido, si el objeto es un avión dicha ley se aplica de igual manera. [17].

A partir de la segunda ley de Newton, se puede deducir los requerimiento energéticos del sistema, tal como se describe en la siguiente sección [17].

1.3.2.3.2 Ecuaciones de la potencia requerida para crucero y ascenso

El modelo de vuelo mecánico de una aeronave toma en cuenta la potencia requerida para el vuelo en estado estacionario, así como para las maniobras. Siendo la potencia total de empuje dada por:

$$P_{thrust} = P_{ss} + P_{dyn} \quad (1.3)$$

La parte de la potencia de empuje en estado estable P_{ss} , se calcula a través de los datos en estado estable que pueden medirse o simularse incluyendo la velocidad (v), ángulo de giro (φ) y el ángulo de ascenso (γ). En la Figura 1.9. se muestran estas variables aplicadas al vuelo nivelado de giro y ascenso.

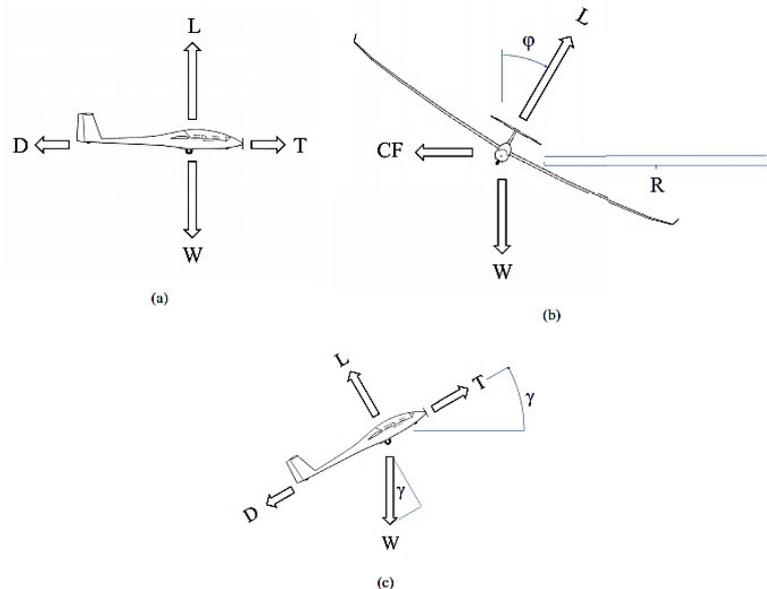


Figura 1.9. Fuerzas en estado estable sobre una aeronave en (a) vuelo nivelado, (b) vuelo de giro y (c) vuelo de ascenso [17].

La potencia total de empuje también incluye la potencia dinámica P_{dyn} , la cual es la potencia requerida en las maniobras que tienen aceleración o desaceleración. Para efectos de simplificación del dimensionamiento, se asume que el efecto de las aceleraciones rotacionales es despreciable, la Ecuación 1.3 se simplifica obteniendo:

$$P_{thrust} = P_{ss} \quad (1.4)$$

El vuelo en estado estable ocurre cuando existe un equilibrio de fuerzas y momentos como se muestra en la Figura **1.9a**, es decir, la magnitud de la sustentación es igual a la del peso como se muestra en las Ecuaciones 1.5 y 1.6:

$$\sum F_y = 0 \quad (1.5)$$

$$L = W \quad (1.6)$$

Donde el peso está dado por la Ecuación 1.1. En el caso del eje horizontal, el Empuje (T) se anula con el rozamiento, es decir:

$$\sum F_x = 0 \quad (1.7)$$

$$T = D \quad (1.8)$$

Cuando existe un giro nivelado como se indica en la Figura **1.9b.**, la aeronave se balancea hasta un ángulo deseado φ . Debido al equilibrio de las fuerzas, el valor de la fuerza de sustentación requerido debe ser:

$$L = \frac{W}{\cos \varphi} \quad (1.9)$$

Resultando que la potencia sea:

$$P_{ss}(\vec{v}, \varphi) = \frac{P_{ss}(\vec{v})}{\cos \varphi} \quad (1.10)$$

Nótese que en la Ecuación 1.10 cuando el ángulo $\varphi = 0$, la aeronave se encuentra en vuelo nivelado. La potencia en estado estacionario del vuelo de ascenso (o de descenso) también puede derivarse basándose en el equilibrio de fuerzas. La Figura **1.9c.** muestra el esquema de un vuelo en ascenso en el que el avión vuela con un ángulo de ascenso γ . El equilibrio de fuerzas da como resultado la relación de empuje:

$$\sum F_x = 0 \quad (1.11)$$

$$T = D + W \sin \gamma \quad (1.12)$$

Y la relación para la sustentación:

$$\sum F_y = 0 \quad (1.13)$$

$$L = W \cos \gamma \quad (1.14)$$

De igual manera cuando el ángulo de ascenso $\gamma = 0$, la aeronave se encuentra en vuelo nivelado.

Asumiendo que la relación sustentación y resistencia no es constante, y teniendo en cuenta que estas se influyen mutuamente es necesario incluir una nueva relación combinando la Ecuación 1. 9 y la Ecuación 1.14 de tal manera que:

$$L = W \frac{\cos \gamma}{\cos \varphi} \quad (1.15)$$

La Ecuación 1.12 se reescribe de la siguiente manera:

$$D = T - W \sin \gamma \quad (1.16)$$

Las ecuaciones de la sustentación y la resistencia se muestran a continuación:

$$L = qSC_L \quad (1.17)$$

$$D = qSC_D \quad (1.18)$$

Donde S es la superficie del ala, C_L y C_D son los coeficientes de sustentación y resistencia respectivamente. La presión dinámica q viene dada por la siguiente expresión:

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (1.19)$$

Donde la densidad del aire viene representada por ρ . Reemplazando la Ecuación 1.19 en la Ecuación 1.17 y despejando C_L se tiene:

$$C_L = \frac{2L}{\rho v^2 S} \quad (1.20)$$

El Coeficiente de resistencia se define como:

$$C_D = C_{D_o} + C_{D_i} \quad (1.21)$$

Donde C_{D_o} es el coeficiente de resistencia parásita a sustentación igual a cero y C_{D_i} es el coeficiente de resistencia inducida, donde el C_{D_i} se expresa como:

$$C_{D_i} = kC_L^2 \quad (1.22)$$

Donde K es un coeficiente aerodinámico constante basado en la forma de la superficie del ala. Se reemplaza la Ecuación 1.22 en la Ecuación 1.21 dando como resultado:

$$C_D = C_{D_o} + kC_L^2 \quad (1.23)$$

Reemplazando la Ecuación 1.20 en la Ecuación 1.23 resulta:

$$C_D = C_{D_o} + k \frac{2L^2}{\rho^2 v^4 S^2} \quad (1.24)$$

Reemplazando la Ecuación 1.24 en la Ecuación 1.18 se tiene lo siguiente:

$$D = qS \left(C_{D_o} + k \frac{4L^2}{\rho^2 v^4 S^2} \right) \quad (1.25)$$

Reemplazando la presión dinámica q en la Ecuación 1.25:

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{D_o} + \frac{2kL^2}{\rho v^2 S} \quad (1.26)$$

Aplicando la Ecuación 1.15 en la Ecuación 1.26 se tiene:

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{D_o} + \frac{2kW^2 \cos^2 \gamma}{\rho v^2 S \cos^2 \varphi} \quad (1.27)$$

Una vez obtenida la resistencia, en la Ecuación 1.16 se reemplaza el peso y la resistencia de la siguiente forma obteniendo el empuje:

$$T = D + W \sin \gamma \quad (1.28)$$

$$T = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{D_o} + \frac{2km^2 g^2 \cos^2 \gamma}{\rho v^2 S \cos^2 \varphi} + mg \sin \gamma \quad (1.29)$$

Siendo la potencia igual al producto punto de la fuerza y la velocidad:

$$P(\vec{F}, \vec{v}) = \vec{F} \cdot \vec{v} \quad (1.30)$$

Y reemplazando la Ecuación 1.29 en la Ecuación 1.30 se tiene que la potencia en estado estacionario es:

$$P_{ss} = \frac{1}{2} \rho v^3 S C_{Do} + \frac{2km^2 g^2 \cos^2 \gamma}{\rho v S \cos^2 \varphi} + mgv \sin \gamma \quad (1.31)$$

Finalmente, teniendo en cuenta que en la etapa de crucero la aeronave se encuentra nivelada, es decir, los ángulos γ y φ tienen un valor de cero la Ecuación 1.32 se reduce a:

$$P_{ss} = \frac{1}{2} \rho v^3 S C_{Do} + \frac{2km^2 g^2}{\rho v S} \quad (1.32)$$

Siendo los coeficientes C_{Do} , S y k constantes ya que depende del fuselaje de la aeronave como tal. Los coeficientes m , v , ρ y g varían de acuerdo al tipo de misión, sin embargo, ρ y g serán constantes mientras la aeronave se encuentre a una altura constante. Adicionalmente, el peso podrá variar dependiendo del tipo de carga que se le ponga a la aeronave.

Mientras que en la etapa de ascenso la aeronave contará con un ángulo de elevación $\gamma > 0$ y el ángulo $\varphi = 0$ simplificando la Ecuación 1.32 de la siguiente manera:

$$P_{ss} = \frac{1}{2} \rho v^3 S C_{Do} + \frac{2km^2 g^2}{\rho v S} \cos^2 \gamma + mgv \sin \gamma \quad (1.33)$$

1.3.3 SISTEMA DE PROPULSIÓN ELÉCTRICO

La mayor parte de los sistemas de propulsión de los vehículos aéreos no tripulados (UAV) profesionales utilizan hélices de dos o tres palas y están propulsados por motores eléctricos, generalmente motores AC síncronos sin escobillas de imanes permanentes, conocidos comúnmente como BLDC (por sus siglas en inglés) o por motores de combustión interna (ICE) de encendido por chispa, por lo que es muy importante estudiar su rendimiento con el fin de obtener la máxima autonomía posible y reducir sus costes.

Los sistemas de propulsión se encargan de transformar las señales de control generadas a partir del controlador del sistema en esfuerzos mecánicos para generar el empuje y la sustentación del sistema UAV.

Los componentes fundamentales de un sistema de propulsión eléctrico son: batería, el controlador electrónico de velocidad (ESC por sus siglas en inglés), motor eléctrico y propela (Figura 1.10.) donde V_{BATT} , I_{BATT} son el voltaje y la corriente de la batería, V_{ESC} , I_{ESC}

son el voltaje y la corriente que envía el ESC hacia el motor, M es el torque del motor, ω es la velocidad angular del motor y T es el empuje generado.

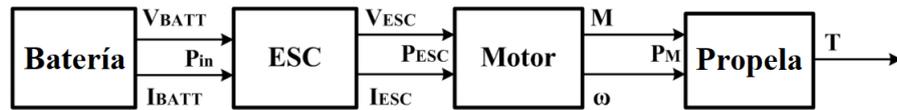


Figura 1.10. Transferencia de potencia a través de los componentes de propulsión [18].

De manera general, el control de un sistema de propulsión se realiza a través de una señal generada por modulación de ancho de pulso (PWM por sus siglas en inglés) que ingresa al ESC y luego de pasar por la electrónica de potencia interna, este envía el voltaje requerido al BLDC para generar movimiento.

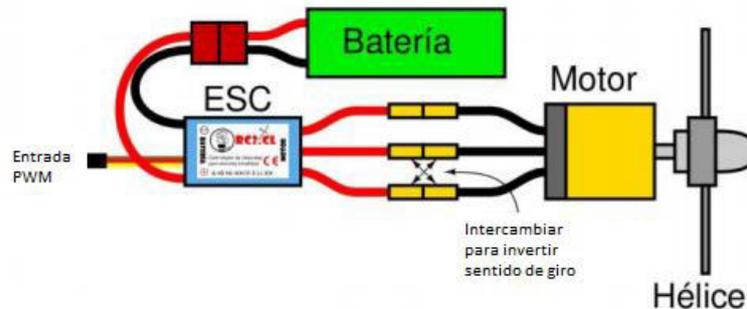


Figura 1.11. Esquema de conexión de los componentes básicos de un sistema de propulsión [18].

1.3.3.1 Sistema de almacenamiento de energía

El sistema de almacenamiento de energía es una parte fundamental dentro del sistema de propulsión y está basado generalmente en baterías. Una batería eléctrica es una fuente de energía compuesto por celdas electroquímicas capaces de convertir la energía química generada en su interior en energía eléctrica [19]. Las baterías son una fuente de corriente continua la cual es capaz de suministrar energía a varios circuitos o cargas de distinto tamaño y potencia. Las baterías tienen una capacidad de carga determinada en base a la naturaleza de su composición y se mide en amperios-hora (Ah), es decir, que la batería será capaz de proporcionar un amperio de corriente durante una hora de manera continua [19].

Las baterías se pueden escalar para satisfacer los requisitos de energía para la aviación, sin embargo, una de sus principales limitaciones es su reducida energía específica o densidad de energía, la cual se define como la energía que puede almacenar una batería

por cada unidad de peso, se mide en Wh/kg [19]. Sin embargo, las baterías de polímero de litio dominan actualmente el mercado tanto en electrónica de consumo como en vehículos eléctricos [19] debido a que tienen mejores características de densidad energética respecto a otras baterías.

1.3.3.2 Control electrónico

Para fines del presente proyecto se usará un ESC de tipo comercial. A continuación, se realiza una descripción al respecto del funcionamiento de este componente.

1.3.3.2.1 Controlador electrónico de velocidad (ESC)

El ESC es un inversor de potencia integrado que convierte el voltaje de CC suministrado en voltajes de CA adecuadas para accionar el motor [20]. El ESC consta de un microcontrolador que procesa la señal PWM (Modulación de ancho de pulso) de entrada y de transistores de potencia de conmutación (normalmente Mosfets). El ESC implementa la secuencia adecuada para energizar determinadas fases del motor, con el fin de lograr una rotación continua y, por lo tanto, las revoluciones deseadas que indica la señal de entrada del controlador de vuelo [20]. La señal de entrada digital define la velocidad de conmutación de los transistores y por consiguiente el voltaje alimentado a las fases. Con una mayor relación de trabajo de la PWM, se incrementa el voltaje de fase y por lo tanto la velocidad angular del motor, lo contrario a menor relación de trabajo de la PWM.

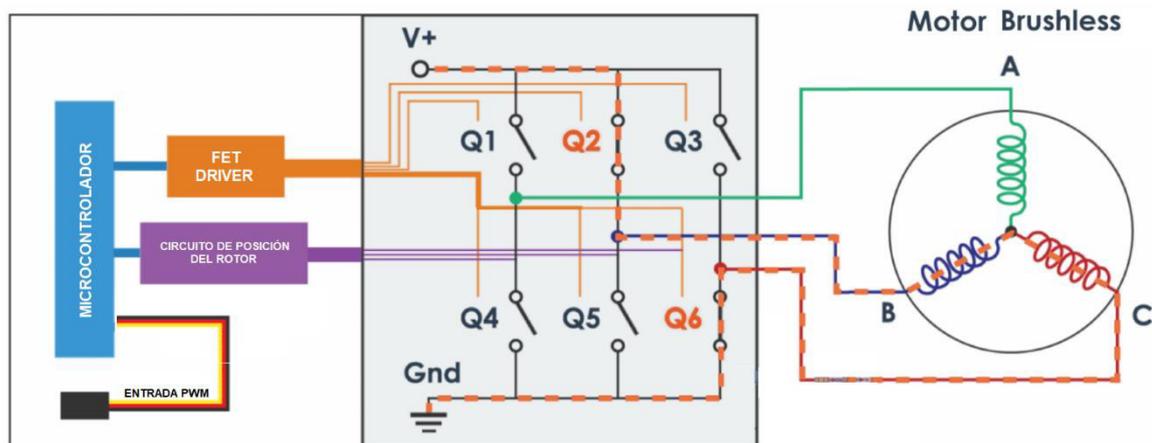


Figura 1.12. Esquema interno de un ESC [18].

El principal parámetro para seleccionar el ESC es la corriente máxima permitida del controlador y las tensiones de funcionamiento expresadas en el número de células de la batería. La corriente máxima permitida debe ser un 20-50% superior a la corriente máxima del motor para evitar sobrecalentamientos o fallos [20].



Figura 1.13. Diagrama de un ESC.

1.3.3.3 Sistema Motriz

1.3.3.3.1 Motor AC síncrono sin escobillas de imanes permanente-BLDC

El BLDC es un tipo de motor eléctrico de AC sin escobillas de imanes permanentes también conocido como motor Brushless DC Machine o BLDC por sus siglas en inglés. Como su nombre lo indica, es un motor que no tiene escobillas que hagan contacto físico entre el estator y el rotor, permitiendo así que sean más eficientes y reduciendo costos por mantenimiento [18].

Los BLDC utilizan conmutación electrónica mediante un control de la electrónica de potencia para cambiar la dirección de la corriente por lo que necesitan un ESC para funcionar. Internamente los motores BLDC funcionan mediante bobinas estacionarias portadoras que hacen girar por control el campo magnético, e imanes permanentes en el rotor. La Figura 1.14. ilustra dos configuraciones físicas de los motores BDLC: a) Estator de polos entrantes y rotor interno también llamado BLDC Inrunner y b) Rotor superficial y estator de polos salientes también llamado BLDC Outrunner.

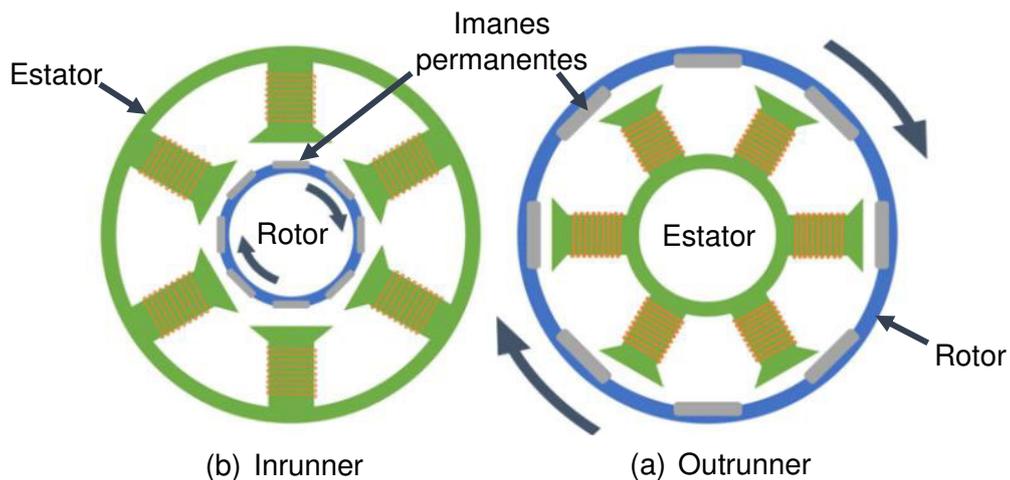


Figura 1.14. Configuraciones de un BLDC: (a) Estator de polos entrantes y rotor interno y (b) Rotor superficial y estator de polos salientes [18].

Los BLDC Inrunner cuentan con el rotor en la parte central interna del motor de manera que esta es la que gira y sobre él se encuentran montados los imanes permanentes. El

estator se sitúa en la parte externa, es decir, forma parte de la carcasa del motor y es la parte estacionaria. El estator es de tipo polos entrantes y los devanados se encuentran montados sobre ellos (Figura .). [18]. En la actualidad, las aplicaciones comunes para los motores Inrunner son en la robótica. Los motores Outrunner ofrecen mejores prestaciones respecto al rendimiento y precio, sin embargo, su superioridad se ve contrarrestada por la baja disponibilidad y consideraciones de diseño [21].

Los BLDC outrunner están contruidos de manera contraria a los BLDC inrunner, es decir, el rotor se encuentra en la parte externa del motor junto con la carcasa de manera que este es el que gira y está formado por varios imanes permanentes. El estator se encuentra en la parte central interna del motor siendo la parte estacionaria y su construcción es de tipo polos salientes donde van colocados los devanados (Figura 1.13b.). [18]. Las aplicaciones comunes para este tipo de motor son en bicicletas eléctricas, UAVs y automóviles eléctricos, en la Figura 1.15. se muestra la integración de un BLDC outrunner en las ruedas de un automóvil eléctrico junto con las partes que lo componen [22].

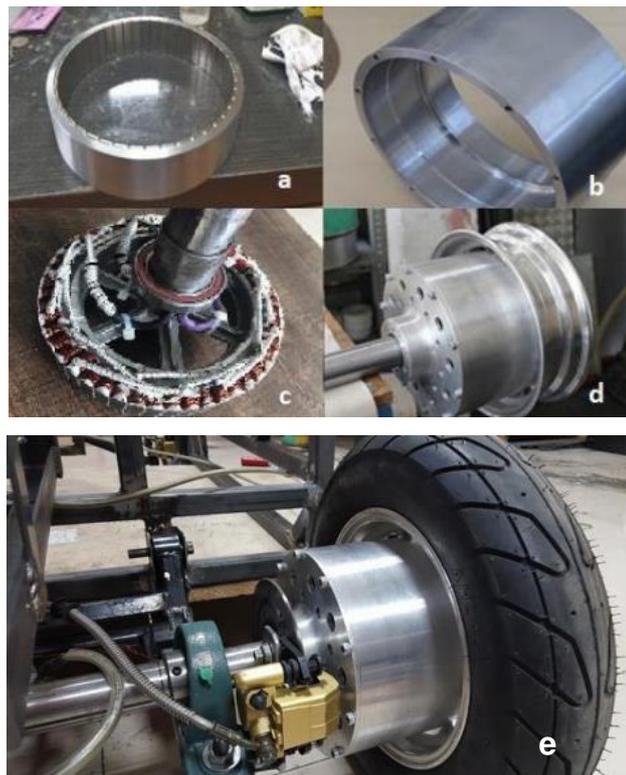


Figura 1.15. Aplicación de un motor outrunner en automóviles eléctricos, (a) Rotor, (b) Carcaza, (c) Devanados del estator, (d) Integración de la rueda y (e) Montaje del neumático con el BLDC [22].

1.3.3.4 Carga

La propela de una aeronave es un dispositivo aerodinámico que se encarga de convertir la energía de rotación en una fuerza de propulsión generando un empuje perpendicular al plano de rotación de la propela [23]. Para que la propela pueda generar dicho empuje esta necesita de un motor, en este caso eléctrico, para que genere la potencia del eje.

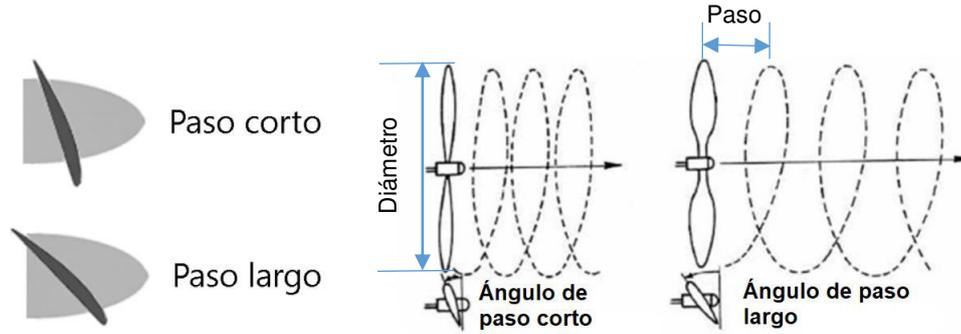


Figura 1.16. Paso de una propela [24].

Están hechas principalmente de plástico, compuestos de carbono o madera [25]. Los parámetros básicos de la geometría de la hélice necesarios para la descripción física son el diámetro y el ángulo de paso de la hélice. Aumentar el diámetro o el ángulo de paso, o incluso el número de palas de la hélice da lugar a una mayor cantidad de flujo de aire inducido y, respectivamente, a una mayor fuerza de empuje [25].

Para facilitar la comparación de hélices de distinto tamaño, los aerodinamistas intentan eliminar las unidades describiendo a las hélices mediante coeficientes adimensionales (normalizados) en términos de coeficiente de empuje (C_T), coeficiente de torque (C_Q), coeficiente de potencia (C_P) y relación de avance (J), cuyas ecuaciones se describen a continuación [26]:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (1.34)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \quad (1.35)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (1.36)$$

$$J = \frac{v}{nD} \quad (1.37)$$

Donde T es el empuje en N , Q es el torque en Nm , P es la potencia en W , ρ es la densidad del fluido (aire) en kg/m^3 , D es el diámetro de la propela en m , n es la velocidad de rotación en rev/s y v es la velocidad de vuelo en m/s .

1.3.4 VARIABLES Y ESTRATEGIAS DE CONTROL

En este apartado se revisan las variables del banco de pruebas a controlar, así como el fundamento teórico de cada una de las estrategias de control empleadas.

1.3.4.1 Variables de control del banco de pruebas

Dentro del banco de pruebas de propulsión se tiene variables a controlar como la velocidad y potencia mecánica principalmente. Para poder ingresar un perfil de vuelo de potencia mecánica y controlar el banco de pruebas que contiene el UAV de acuerdo con este perfil, es necesario monitorear la corriente, voltaje, velocidad y empuje del banco.

En el presente trabajo se presentará un esquema de control en cascada que permita controlar la velocidad desde un lazo interno y posteriormente potencia a través de un lazo externo; esto se explicará más a detalle en el Capítulo 2.

Básicamente, para poder controlar la velocidad del motor se debe controlar la relación de trabajo o ancho del pulso de la PWM enviada hacia el ESC el cual posteriormente transforma el voltaje DC en AC para alimentar el motor. Una vez controlada la velocidad y luego para poder controlar la potencia mecánica del banco de pruebas se debe buscar una relación entre empuje y torque.

1.3.4.2 Control PI

Para realizar el control de cualquier proceso es necesario realizar una realimentación o feedback de la variable de salida y compararla con la referencia para de esta manera conocer el error que existe entre ambas y enviar este valor hacia el controlador con el objetivo de hacer que tal error tienda a cero y así manipular correctamente el proceso llevándolo al punto de operación deseado. Este esquema de control se lo denomina control en lazo cerrado (Figura 1.17.).

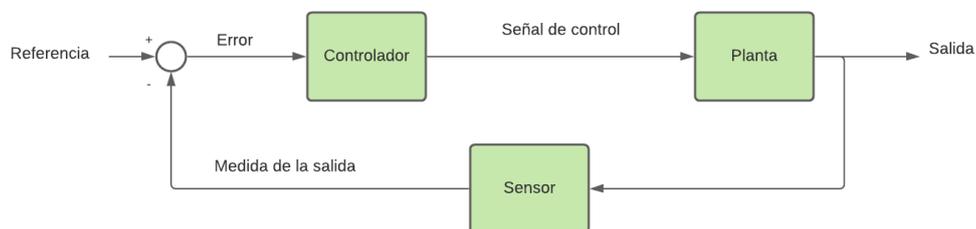


Figura 1.17. Esquema de control básico en lazo cerrado.

En la mayoría de las aplicaciones se busca implementar controladores sencillos que no consuman demasiados recursos y que a su vez brinden una buena robustez. De acuerdo

a esto, los controladores preferidos por la industria son los controladores PID y sus variantes. Según [27] menciona que entre el 5% y 10% de los lazos de control para una planta SISO (una entrada-una salida) no pueden ser controlados por un PI o PID, lo cual significa que más del 90% de estas estructuras de control poseen una amplia aprobación en los procesos industriales [28].

Dado que la mayoría de los procesos no pueden trabajar con un error en estado estable (Figura 1.19.) el controlador proporcional no sería suficiente ya que este solo da escalabilidad al error y estos procesos deben ser controlados en sus puntos de ajuste; para lograrlo se debe agregar un parámetro extra al controlador proporcional el cual es la acción integral la cual reduce el error en estado estable. En este trabajo de titulación, el componente derivativo del controlador PID no se utilizará porque el modelamiento matemático del sistema de propulsión, el cual se describe a detalle en el Capítulo 2, no lo exige y si se lo implementara provocaría ruido en el proceso de control, lo cual en vez de ayudar empeoraría la respuesta. Así, el controlador se convierte en un controlador proporcional-integral [29].

La principal característica de un controlador PI es asegurar que el error en estado estacionario tienda a cero. El diagrama de bloques del controlador PI se muestra en la Figura 1.18.

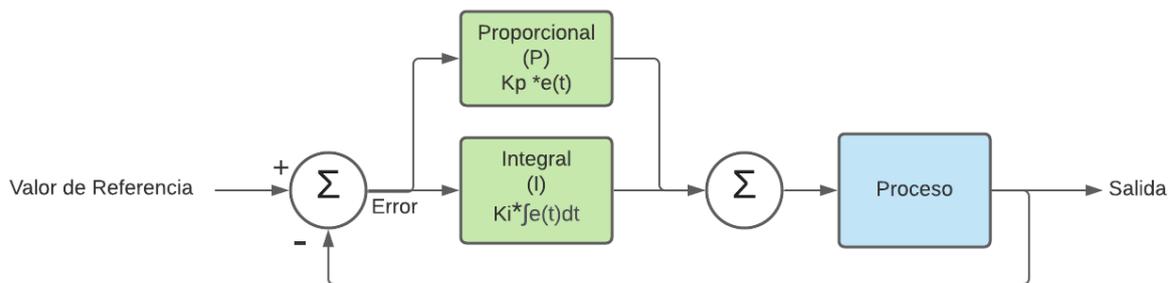


Figura 1.18. Diagrama de bloques de un controlador PI

Según [30], existen cuatro factores de diseño que pueden ser minimizados por el sistema de control (Ver Figura 1.19.):

- Tiempo de subida (t_r): representa el tiempo que va desde el 10% al 90% del valor de referencia.
- Máximo sobre impulso (M_p): representa el valor máximo de la respuesta del proceso a partir del valor de referencia.

- Tiempo de establecimiento (t_s): es el tiempo necesario para que la salida real alcance y se mantenga en el porcentaje de tolerancia de error en estado estable (5% o 2%) respecto al valor de referencia.
- Error en estado estable: representa la diferencia entre el valor de salida real y el valor de referencia.

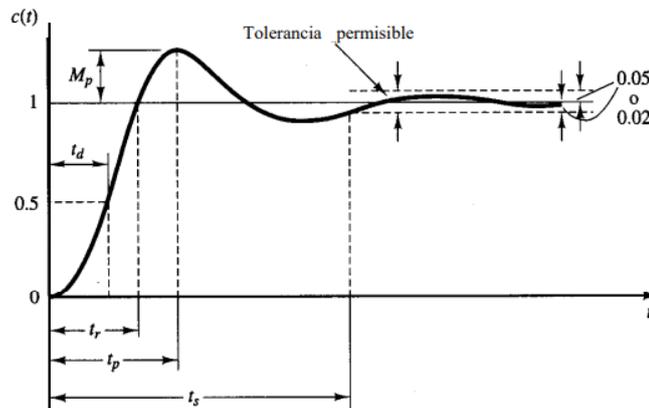


Figura 1.19. Curva de respuesta escalón unitario en la que se muestra t_d , t_r , t_p , M_p y t_s [31].

1.3.4.3 Control en Cascada

El control en cascada es una técnica que usa dos o más lazos de medición y control, anidados uno seguido de otro, para manipular un solo elemento final de control [32]. En general, el control en cascada se recomienda para procesos lentos que se controlan mediante un proceso intermedio relativamente rápido [33]. Entre sus características y ventajas más destacadas están la eficacia para reducir al mínimo e incluso rechazar las perturbaciones que entran en un proceso, y su rápida respuesta [32].

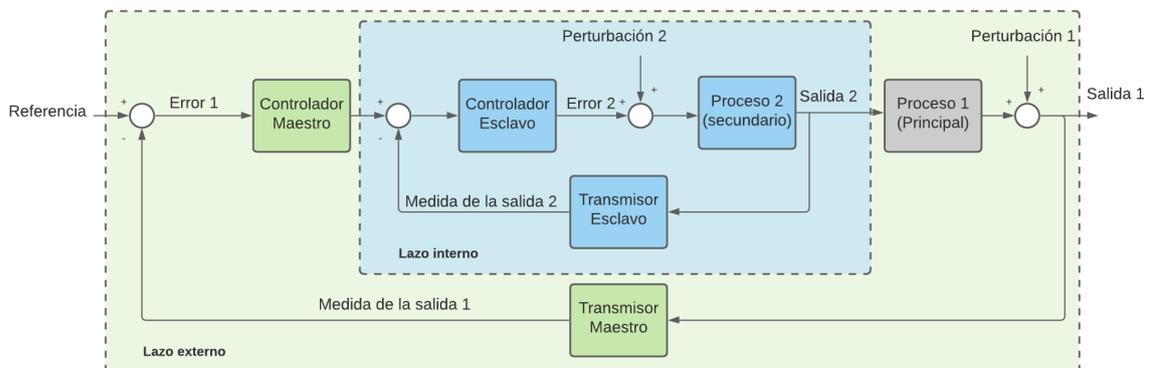


Figura 1.20. Diagrama de bloques de un esquema de control en cascada

Tomando como referencia el diagrama de la Figura 1.20., se tiene un esquema en cascada de 2x2, es decir, posee dos variables anidadas. El controlador primario o maestro corresponde a la variable que actúa sobre el proceso principal y esta variable generalmente se caracteriza por ser de comportamiento lento.

El controlador secundario o esclavo corresponde a la variable cuyo valor afecta a la variable primaria o principal y esta variable generalmente se caracteriza por ser de comportamiento rápido. Cabe recalcar que, al ser lazos anidados, la salida del controlador maestro será el set point o referencia del controlador esclavo y así sucesivamente en el caso de tener más lazos de control.

1.3.4.4 Índices de desempeño de un sistema de control

La medición del desempeño de los sistemas de control es un tema que tiene cada vez mayor énfasis dentro del control automático debido a que dentro de la industria se busca obtener el mejor rendimiento posible del sistema. Por lo tanto, para un adecuado diseño y cálculo de controladores es necesario un sistema para calcular o medir un índice de rendimiento y así evaluar cuantitativamente los parámetros de un sistema de control y en caso de no obtener el rendimiento deseado, se diseñe y optimice los parámetros del sistema de control [34].

En resumen, un índice de desempeño es una medida cuantitativa del rendimiento de un sistema [34]. Además, se considera que el sistema de control es adecuado u óptimo cuando este minimiza el valor de un determinado índice a cero o un valor reducido siempre positivo.

Integral del error cuadrático (ISE)

Este índice comúnmente es utilizado cuando el sistema es sometido a entradas de tipo paso debido a su fácil implementación. Permite distinguir entre los sistemas sobreamortiguados y subamortiguados ya que penaliza principalmente los errores en estado transitorio debido a que el cuadrado del error incrementará a medida que el error sea más grande y tolera los errores que se producen en estado estable. El significado práctico de este índice indica que mientras su valor sea más pequeño, la energía consumida por el sistema real será más pequeño. La expresión de este índice viene dada por la Ecuación 1.38 [34].

$$ISE = \int_0^T e^2(t) dt \quad (1.38)$$

Integral del valor absoluto del error (IAE)

Este índice penaliza la acción de seguimiento, es decir, penaliza los errores del sistema producidos en estado estable [35]. Viene dado por la Ecuación 1.39.

$$IAE = \int_0^T |e(t)| dt \quad (1.39)$$

El objetivo de cualquier sistema de control es el de regular el seguimiento de una referencia específica, sin embargo, no se debe dejar de lado la relación directa que existe entre la señal de control y el elemento final de control (EFC) que recibe dicha señal. Siempre se debe tener en cuenta que dichas señales de control no posean un comportamiento brusco y se encuentre dentro de los límites de operación de los EFC para así evitar el deterioro temprano de éstos. Por lo tanto, en este trabajo se ha tomado en cuenta los índices de desempeño ISU y TVU descritos a continuación [34].

Integral de la salida de control cuadrática (ISU)

Este índice es una medida que representa el esfuerzo de control, es decir, es aquel que determina la energía empleada por el controlador. Viene dada por la integral del cuadrado de las desviaciones de la señal de control en el estado estacionario [35].

$$ISU = \sum_{k=1}^N (u_k - u_{ss})^2 \quad (1.40)$$

Variaciones totales del esfuerzo de control (TVU)

Este índice se basa en analizar la señal de control a través de la evolución de todas las variaciones producidas a la salida del controlador. El valor obtenido por este índice representará la existencia de variaciones suaves (valor más pequeño) o bruscas (valor más alto) de la señal de control [35] [36].

$$TVU = \sum_{k=1}^N |u_k - u_{k-1}| \quad (1.41)$$

1.3.5 SISTEMA EMBEBIDO DE CONTROL

En este trabajo se utilizará como sistema embebido un IPC marca Beckhoff en donde se implementará la lógica de control y se realizará la adquisición de datos. Beckhoff Automation es un fabricante alemán de equipos de automatización enfocado en equipos

de control compatibles con PC, PC industriales, PC embebidos, módulos de E/S, tecnología de servomotores y software de automatización propio conocido como TwinCAT [37].

Entre uno de los grandes logros en el campo de la automatización es la creación de la tecnología de Ethernet industrial más rápida conocida como EtherCAT, la solución Ethernet en tiempo real, esto supone una gran ventaja para todas las aplicaciones en las que el sistema de destino se controla o mide a través del sistema de bus. Los reducidos tiempos de reacción contribuyen a reducir los tiempos de espera durante las transiciones entre los pasos del proceso, lo que mejora significativamente la eficiencia de la aplicación [38].

Las principales áreas de aplicación de los productos Beckhoff son: ingeniería energética, sistemas de control de procesos en las industrias de petróleo, gas y química, sistemas de transporte, calderas, energía eólica, automatización de fábricas, plantas y edificios [37].

PCs Industriales (IPCs)

La compañía ofrece una amplia gama de IPCs los cuales se derivan en clases [39]:

- PCs: integra el procesador y los puertos de comunicación que pueden ser RS-485 o USB, utilizado para tareas clásicas de control. Sin embargo, no cuenta con una conexión directa con los dispositivos de adquisición de datos haciendo referencia a que este solo es el “controlador” del proceso.
- Paneles de Control: conformado principalmente por una pantalla multitouch la cual hace referencia a una pantalla de operador (HMI).
- Panel PCs: es una combinación entre un panel de control y un PC.
- PCs Embebidos: es un computador modular compacto con conexión directa con los módulos de E/S.

La principal diferencia entre los PCs industriales mencionados radica en el rendimiento del procesador ya que poseen desde procesadores sencillos como el ARM hasta potentes como el Intel Core. Están diseñados para resolver tareas de automatización de diversa complejidad desde el control de máquinas, adquisición de datos o procesamiento de imágenes hasta la gestión de grandes redes de datos industriales.

Sistemas E/S

Beckhoff produce cuatro tipos de sistemas E/S [40]:

- Bus Terminals: sistema clásico de entradas y salidas con un gran número de tipos de señales.

- EtherCAT E/S: es una nueva generación Ethernet basado en un sistema de bus de campo.
- FieldBus Box: es un sistema para operar en condiciones severas, corresponde a una protección clase IP 67.
- LightBus: es un sistema óptico (fibra óptica) que es resistente a fuertes interferencias electromagnéticas e interferencias en ambientes industriales.

1.3.5.1 PC industrial Ultra Compacto Serie C60XX

La serie C60xx de PC industriales ultracompactos integra la máxima potencia de procesamiento con la estructura más compacta con una amplia gama de opciones de instalación en el armario de control siendo ideal para el control, la visualización y la comunicación [41].

Los PC industriales de la serie C60xx son los más compactos del catálogo de Beckhoff permitiendo ahorrar hasta un 90 % de espacio con la misma potencia de procesamiento [41].

Los PC industriales de la serie C60xx tienen un costo reducido en comparación a las otras gamas debido a la optimización de la carcasa y fabricación, sin embargo, no se tiene restricciones en cuanto a compatibilidad industrial, calidad o durabilidad [41].

En el presente trabajo, se hará uso del IPC C6015-0010 con un procesador Intel Atom de 4 núcleos (TC3:50) con una frecuencia de 1.91 GHz. La configuración y manejo del IPC será a través del TwinCAT 3 el cual utiliza el estándar internacional IEC 61131, el cual describe los lenguajes de programación para PLCs industriales. Los controladores de la serie C60xx son PLCs y PCs simultáneamente basados en Windows [37].

Cabe mencionar que el IPC C6015-0010 contará con módulos de E/S y fuente de alimentación para la implementación del trabajo descrito.

1.3.5.1.1 PC Industrial C6015-0010

En este trabajo el IPC C6015-0010 de marca Beckhoff (Figura 1.21.) es usado como controlador del banco de pruebas en donde se implementará el algoritmo de control.

El IPC C6015-0010 tiene integrado un procesador Intel Atom con 4 núcleos con una frecuencia de 1.91 Ghz y puede ser usado para automatización de alto rendimiento, visualización y aplicaciones de comunicación de manera simultánea. Cuenta con 30 GB MLC M.2 SSD de almacenamiento y sistema operativo Windows 10 [42].

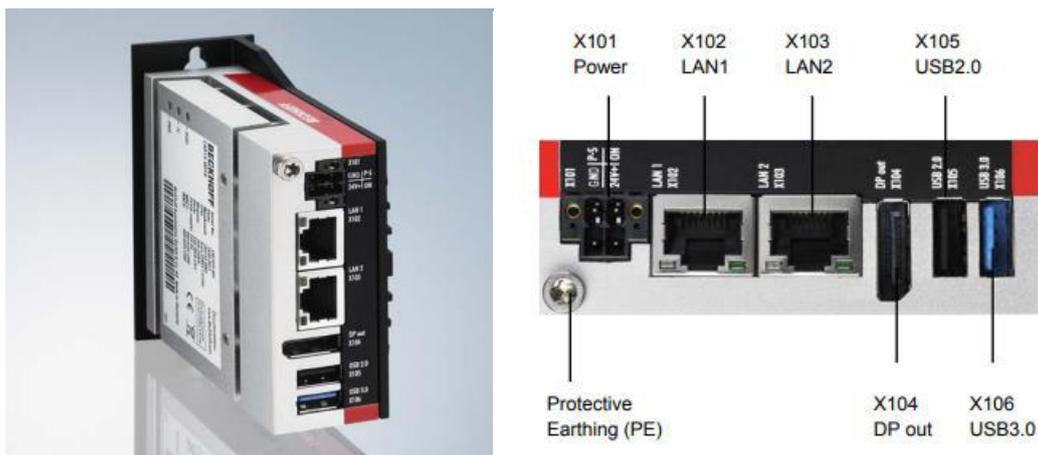


Figura 1.21. IPC C6015-0010 marca Beckhoff [42].

Las características técnicas se indican en la Tabla 1.1.

Tabla 1.1. Características técnicas del IPC C6015-0010 [42].

Parámetro	Características
Procesador	Intel Atom® E3845, 1.91 GHz, 4 núcleos (TC3: 50)
Memoria Flash Memoria principal interna	40 GB SSD 4 GB DDR3L RAM
Interfaces	1 x USB 3.0 1 x USB 2.0 2 x RJ45, 100/1000 Mbit/s 1 x DisplayPort
Leds de diagnóstico	1 x Alimentación (PWR) 1 x Twincat Status (TC) 1 x Actividad del disco duro (HDD)
Voltaje de alimentación	22-30 V DC
Dimensiones (W x H x D)	82 x 82 x 40.6 mm
Peso	450 g
Clase de protección	IP20
Carcasa	Carcasa de aluminio y zinc fundido a presión
Temperatura permisible del ambiente	0°C to +55°C (operación) -25°C to +65°C (transporte/ almacenamiento)
Sistema Operativo	Microsoft Windows 10 IoT
Software de control	TwinCAT 3 runtime

1.3.5.2 Módulos de control

1.3.5.2.1 Acoplador Ethercat EK1818

El acoplador EtherCAT EK1818 es el enlace entre el protocolo EtherCAT a nivel de bus de campo y los terminales EtherCAT. Además, integra ocho entradas y cuatro salidas digitales [43].

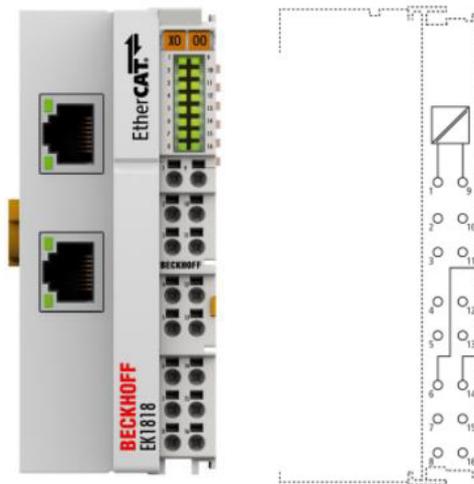


Figura 1.22. Acoplador EK1818

Tabla 1.2. Características técnicas del acoplador EK1818 [43].

Parámetro	Características
Protocolo	EtherCAT
Retraso	1 us
Velocidad de Transmisión de datos	100 Mbit/s
Voltaje Nominal	24 V DC (-15%/+20%)
Interfaces	2 x RJ45
Corriente de Alimentación del E-Bus	1000 mA
Número de entradas	8
Señal de voltaje "0"	-3 a +5 V
Señal de voltaje "1"	11 a 30 V
Filtro de entrada	3.0 ms
Numero de Salidas	4
Protección de voltaje inverso	Si
Corriente máxima de salida	0.5 A por canal
Corriente de cortocircuito	< 2 A
Aislamiento eléctrico	500 V
Temperatura de operación/almacenamiento	-25...+60 °C/-40...+85 °C
Clase de protección	IP 20

1.3.5.2.2 Interfaz de encoder Incremental EL5151

El terminal EtherCAT EL5151 es una interfaz para la conexión directa de un encoder incremental. Cuenta con una entrada digital adicional de 24 V para almacenar o bloquear el estado del contador [44].

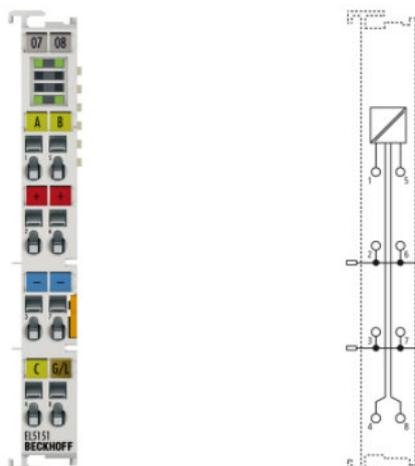


Figura 1.23. Interfaz de encoder incremental EL5151 [44].

Tabla 1.3. Características técnicas de la interfaz de encoder incremental EL5151 [44].

Parámetro	Características
Número de canales	1
Conexión del Encoder	1 x A 1 x B 1 x C Conexión de un solo extremo de 24 V
Voltaje de operación	24 V DC (-15%/+20%)
Contador	1 x 16/32 bits
Límite de frecuencia	400,000 incrementos/s correspondiente a 100 kHz
Reloj Distribuido	Si
Voltaje Nominal	24 V DC (-15%/+20%)
Corriente de consumo	100 mA + carga
Corriente de consumo del E-Bus	130 mA
Resolución	1/256 bit microincrementos
Peso	50 g
Humedad Relativa	95 %
Temperatura de operación/almacenamiento	-25...+60 °C/-40...+85 °C
Clase de protección	IP 20
Decodificador de cuadratura	Evaluación a cuatro bandas
Dimensiones (W x H x D)	12 x 100 x 68 mm
Instalación	Sobre un riel DIN de 35 mm

1.3.5.2.3 Módulo de entradas digitales de 16 canales 24 V DC EL1809

El módulo de entradas digitales EL1809 adquiere las señales binarias de control de 24 V del nivel de proceso y las transmite a la unidad de automatización la cual es el IPC C6015-0010. El terminal EtherCAT tiene 16 canales, cuyos estados de señal se indican mediante LEDs [45].

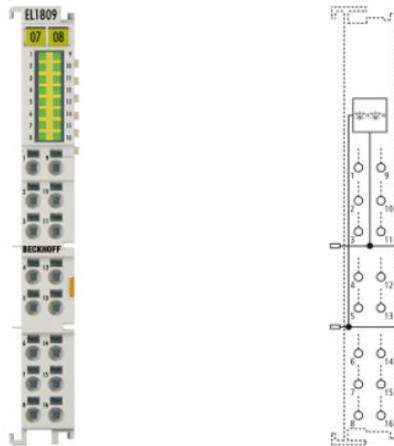


Figura 1.24. Módulo de entradas digitales EL1809 [45].

Tabla 1.4. Características técnicas del módulo de entradas digitales EL1809 [45].

Parámetro	Características
Tecnología de conexión	1 hilo
Número de entradas	16
Voltaje Nominal	24 V DC (-15%/+20%)
Señal de voltaje "0"	-3 a +5 V
Señal de voltaje "1"	11 a 30 V
Filtro de entrada	3.0 ms
Aislamiento eléctrico	500 V
Corriente de consumo en los contactos de energización	4 mA + carga
Corriente de consumo del E-Bus	100 mA
Peso	65 g
Humedad Relativa	95 %
Temperatura de operación/almacenamiento	-25...+60 °C/-40...+85 °C
Clase de protección	IP 20
Dimensiones (W x H x D)	12 x 100 x 68 mm
Instalación	Sobre un riel DIN de 35 mm

1.3.5.2.4 Módulo de salidas tipo relé de 4 canales 125 V AC/30 V DC EL2624

El módulo de salidas EL2624 tiene cuatro relés, cada uno con un solo contacto. El contacto del relé puede utilizarse hasta 125 V AC o 30 V DC [46].

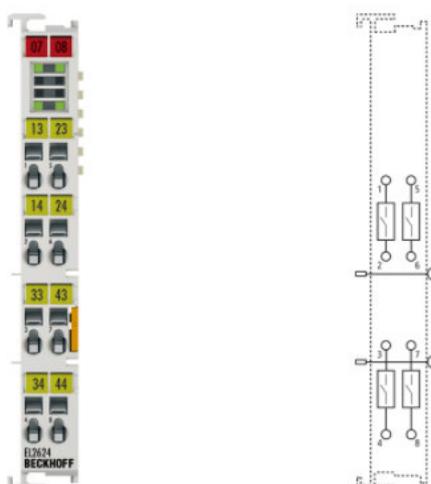


Figura 1.25. Módulo de salidas tipo relé EL2624 [46].

Tabla 1.5. Características técnicas del módulo de salidas tipo relé EL2624 [46].

Parámetro	Características
Tecnología de conexión	Salida tipo relé
Número de salidas	4
Voltaje Nominal	125 V AC/30 V DC
Corriente Nominal	0.5 A para una carga óhmica
Tipo de carga	Resistiva
Aislamiento eléctrico	500 V
Corriente de consumo del E-Bus	200 mA
Corriente de conmutación con carga resistiva	0.5 A AC/2 A DC por canal
Peso	50 g
Humedad Relativa	95 %
Temperatura de operación/almacenamiento	0...+55 °C/25...+85 °C
Clase de protección	IP 20
Dimensiones (W x H x D)	12 x 100 x 68 mm
Instalación	Sobre un riel DIN de 35 mm

1.3.5.2.5 Módulo de entradas analógicas de 4 canales 0-10 V, de un solo punto y 12 bits, EL3064

El módulo de entradas analógicas EL3064 recibe señales en el rango entre 0 a 10 V. La señal de voltaje se digitaliza con una resolución de 12 bits y se transmite al dispositivo de automatización IPC C6015-0010. El EL3064 dispone de conductores de 2 hilos para las cuatro entradas de un solo extremo con un potencial de tierra interno común [47].

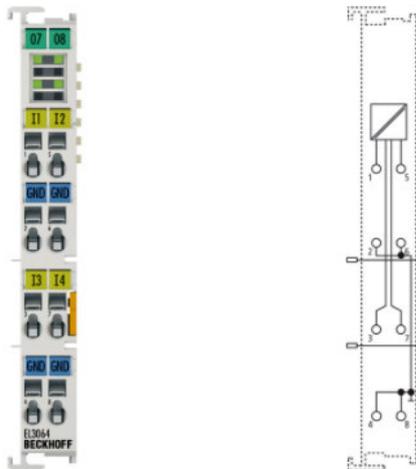


Figura 1.26. Módulo de *entradas analógicas* EL3064 [47].

Tabla 1.6. Características técnicas del módulo de *entradas analógicas* EL3064 [47].

Parámetro	Características
Tecnología de conexión	Un solo conector
Número de entradas	4
Voltaje de la señal de entrada	0 a 10 V
Resistencia interna	> 130 kΩ
Resolución	12 bits
Corriente de consumo del E-Bus	130 mA
Aislamiento eléctrico	500 V
Peso	60 g
Humedad Relativa	95 %
Temperatura de operación/almacenamiento	-25...+60 °C/-40...+85 °C
Clase de protección	IP 20
Dimensiones (W x H x D)	12 x 100 x 68 mm
Instalación	Sobre un riel DIN de 35 mm

1.3.5.2.6 Módulo de salidas PWM de dos canales, 24 V DC, EL2502

El módulo de salidas EL2502 modula el ancho de los pulsos de la señal. La relación de trabajo se ajusta mediante un valor de 16 bits a través del dispositivo de automatización. Contiene dos canales cuyo estado de señal se indica mediante LEDs, estos se accionan al mismo tiempo que las salidas y muestran el ciclo de trabajo por su brillo [48].

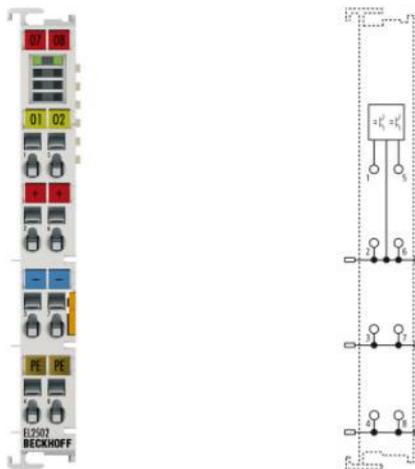


Figura 1.27. Módulo PWM EL2502 [48].

Tabla 1.7. Características técnicas del módulo PWM EL2502 [48].

Parámetro	Características
Tecnología de conexión	Salida PWM
Número de salidas	2
Voltaje de la señal de entrada	24 V DC (-15 %/+20 %)
Relación de trabajo	0-100%
Máxima corriente de salida	0.5 A
Resolución	9-15 bits
Frecuencia del reloj PWM	20 Hz...20 kHz, 250 Hz por defecto
Frecuencia base	1 Hz...125 kHz, 250 Hz por defecto
Corriente de consumo del E-Bus	150 mA
Aislamiento eléctrico	500 V
Protección de voltaje inverso	Sí
Peso	50 g
Humedad Relativa	95 %
Temperatura de operación/almacenamiento	0...+55 °C/-25...+85 °C
Clase de protección	IP 20
Dimensiones (W x H x D)	12 x 100 x 68 mm
Instalación	Sobre un riel DIN de 35 mm

1.3.5.2.7 Fuente de alimentación Autonics SPB-120-24

Fuente de alimentación para el IPC y sus módulos respectivos.



Figura 1.28. Fuente de alimentación Autonics SPB-120-24 [49].

Tabla 1.8. Características técnicas de la fuente de alimentación Autonics SPB-120-24 [49].

Parámetro	Características
Potencia de salida	120W
Voltaje de entrada	100-240V AC~50/60 Hz
Voltaje permisible	85-264V AC~ 50/60Hz, 120-370V DC
Voltaje de salida	24 V DC
Corriente de salida	5 A
Frecuencia de entrada	50/60Hz
Factor de potencia de entrada	Min. 0.9
Máxima corriente de consumo a 100 V AC	1.49 A
Rango de ajuste del voltaje de salida	Max. $\pm 5\%$
Protección	Sobre corriente/ Sobre voltaje/ Corrección del factor de potencia/ Indicador de baja tensión de salida/tapa de terminales
Peso	570 g
Humedad Relativa	25 al 85 %
Temperatura de operación/almacenamiento	-10...+50 °C/-25...+65 °C
Clase de protección	IP 20
Dimensiones (W x H x D)	12 x 100 x 68 mm
Instalación	Montaje riel DIN de 35 mm

1.3.5.3 Protocolo Ethercat

Ethernet for Control Automation Technology (EtherCAT por sus siglas en inglés) se considera el "bus de campo Ethernet" porque combina las ventajas de Ethernet con la sencillez de los sistemas de bus de campo clásicos y evita la complejidad de las tecnologías informáticas.

EtherCAT supera las deficiencias del Ethernet Industrial con su modo de funcionamiento de alto rendimiento, el maestro envía una sola trama la cual suele ser suficiente para enviar y recibir datos de control hacia y desde todos los nodos [50].

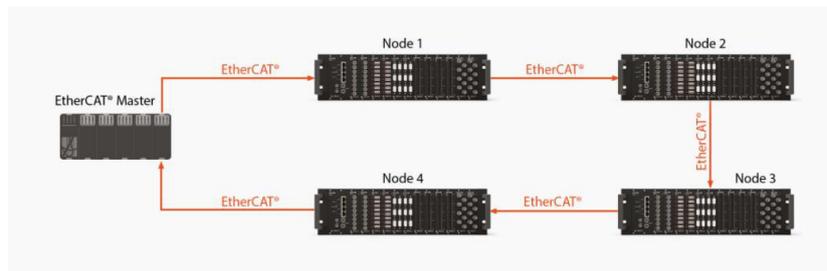


Figura 1.29. Red EtherCAT con topología anillo.

El maestro EtherCAT envía un telegrama que pasa por cada nodo donde cada dispositivo esclavo EtherCAT lee los datos dirigidos a él "sobre la marcha" e inserta sus datos en la trama a medida que ésta se desplaza por los esclavos [50].

La trama solo se retrasa por los tiempos de retardo producidos por el hardware. El último nodo de un segmento detecta un puerto abierto y envía el mensaje de vuelta al maestro utilizando comunicación full duplex (comunicación en ambos sentidos simultáneamente) de la tecnología Ethernet. La velocidad de datos del telegrama aumenta a más del 90%, y debido a la utilización de la función full duplex, la velocidad de transmisión de datos efectiva en teoría es superior a los 100 Mbit/s [50].

La diferencia entre el protocolo EtherCAT con una red Ethernet típica es que, en esta segunda, generalmente se tiene varios dispositivos conectados. Donde cualquier dispositivo es capaz de enviar y recibir datos a través de la red. Este tipo de red es propensa a la sobrecarga de datos cuando varios dispositivos envían o solicitan datos al mismo tiempo. Sin embargo, EtherCAT trabaja de tal manera que el maestro EtherCAT es el único al que se le permite transmitir datos a través de la red. El maestro envía una cadena de datos a través del bus, eliminando las posibles colisiones de datos que pueden ocasionarse en un sistema ethernet tradicional y optimizando la velocidad como resultado [50]. Los

esclavos solo se limitan a reenviar tramas aguas abajo. Este concepto evita retrasos imprevisibles y garantiza grandes prestaciones en tiempo real.

1.3.5.4 TwinCAT 3

Es un software de control basado en PC creado por la empresa Beckhoff Automation GmbH. Establece estándares en términos de arquitectura de software modular y flexible.

El usuario puede acceder a diferentes lenguajes de programación de PLC clásicos según la norma IEC 61131-3 (trata de la arquitectura básica de software y los lenguajes de programación dentro de un PLC como LD, FBD, ST, IL, SFC), programación con los lenguajes de alto nivel C y C++ en aplicaciones de tiempo real, y de igual manera con Matlab/Simulink [51]. Además, los objetos generados pueden intercambiar datos entre sí y llamarse unos a otros independientemente del lenguaje en el que hayan sido escritos.

Uno de los principales enfoques de TwinCAT 3 es simplificar la ingeniería de software. En lugar de desarrollar sus propias herramientas independientes, las ha integrado en entornos de desarrollo de software comunes y existentes. Para TwinCAT 3 este entorno de desarrollo es Microsoft Visual Studio[51]. Al integrar TwinCAT 3 como una extensión en Visual Studio, puede proporcionar una plataforma escalable, de este modo, sólo se necesita un software para configurar, parametrizar, programar y diagnosticar los dispositivos de automatización[51].

1.3.5.4.1 Entorno de trabajo

En la Figura **1.30**. se muestra una vista general del software Twincat cuando se inicia por primera vez. Como cualquier software tiene una barra de herramientas en la parte superior, en la parte del medio se pueden observar los proyectos creados previamente y ventanas adicionales como la ventana de propiedades y la que indica la lista de errores.

Para crear un nuevo proyecto se debe ir a File/New/Project.

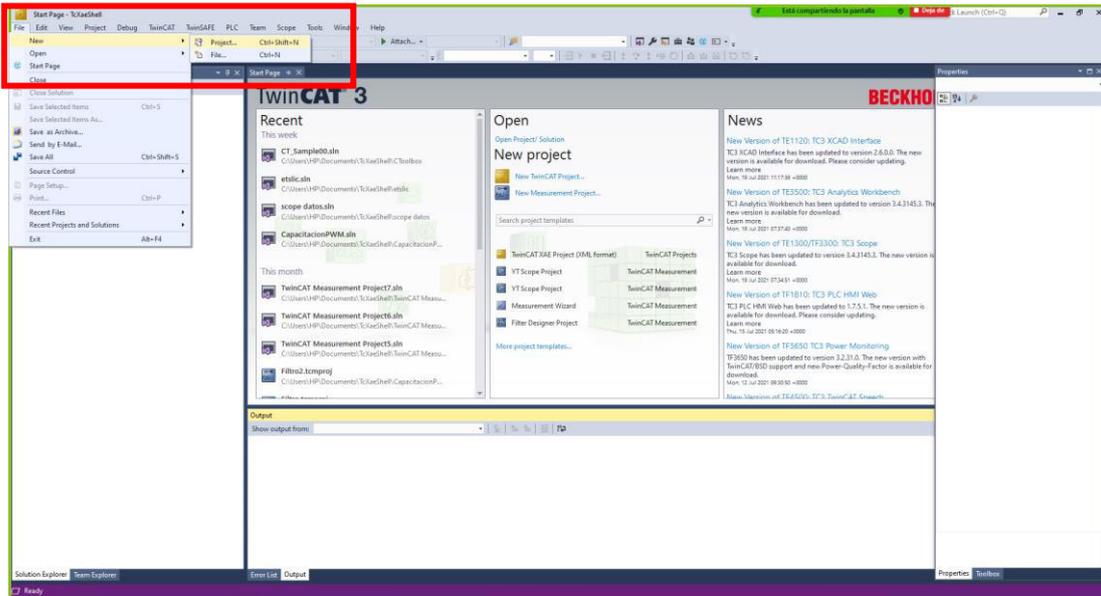


Figura 1.30. Entorno de trabajo del software TwinCAT 3

Una vez abierta la nueva ventana como se observa en la Figura 1.31. se escoge la opción TwinCAT Project y se ingresa el nombre del proyecto.

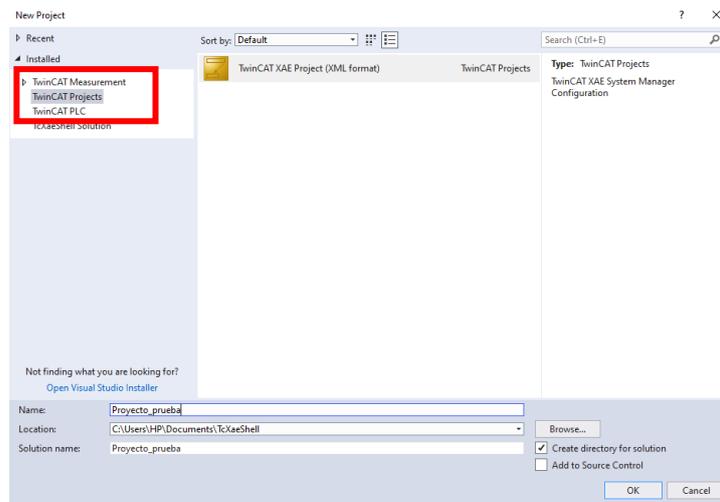


Figura 1.31. Ventana de creación de Nuevo Proyecto

Para iniciar con la implementación de la programación es necesario que TwinCAT se enlace con el computador industrial. En la barra de herramientas se despliega la pestaña que se indica en la Figura 1.32. y se escoge la opción Choose Target System.

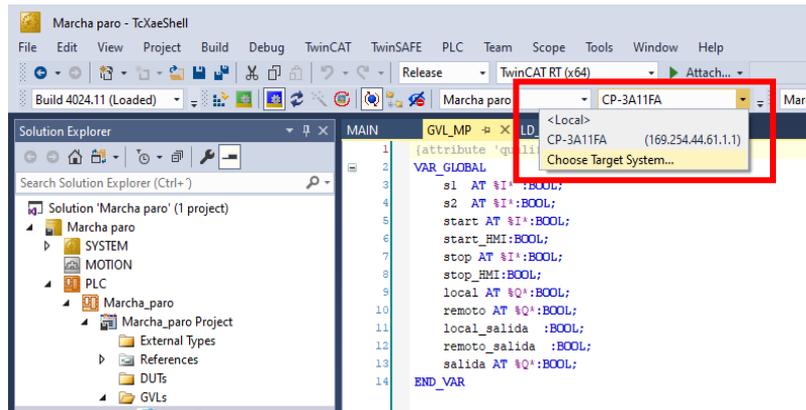


Figura 1.32. Elección de la tarjeta de control a usar.

A continuación, se abrirá una ventana donde se podrá observar la tarjeta de control actual (Figura 1.33.). En la parte derecha se tiene el botón “Search (Ethernet)” para buscar las tarjetas de control.

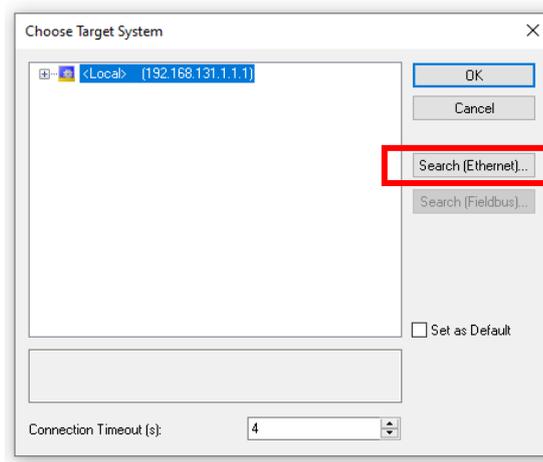


Figura 1.33. Ventana para escoger la tarjeta de control

Luego se abrirá la ventana “Add route dialog” mostrada en la Figura 1.34., en donde se debe hacer click en el botón “Broadcast Search” para que el Twincat busque entre todos los adaptadores del computador la tarjeta de control conectada.

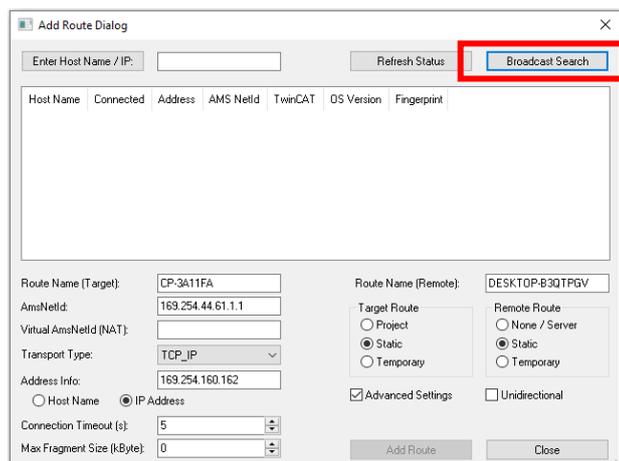


Figura 1.34. Ventana de creación de Nuevo Proyecto

En la Figura 1.35. se indica la ventana donde se debe seleccionar los medios de búsqueda a través de los adaptadores. Se seleccionan los que convenga y se pulsa “OK”.

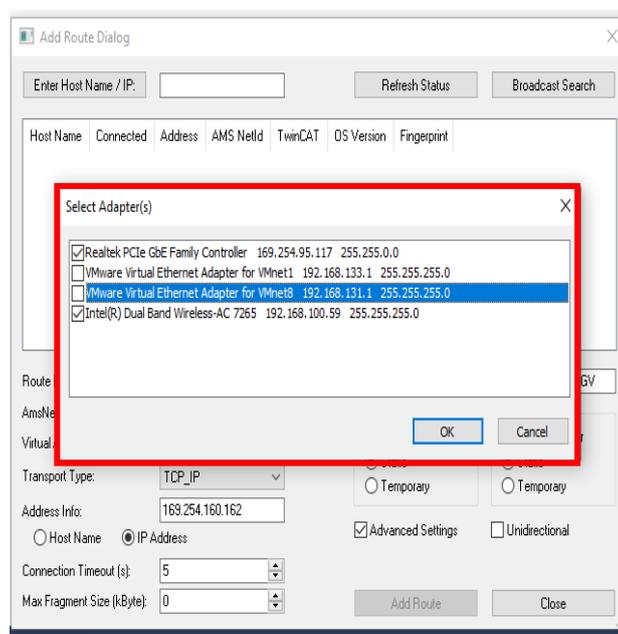


Figura 1.35. Ventana de elección de adaptadores.

Una vez que se haya pulsado “OK”, se inicia la búsqueda de la tarjeta de control a través de los adaptadores de la PC y si se ha detectado una tarjeta aparecerán los datos de esta en la ventana “Add Route Dialog”. Si la tarjeta no se encuentra conectada se debe hacer click en el botón “Add Route”.

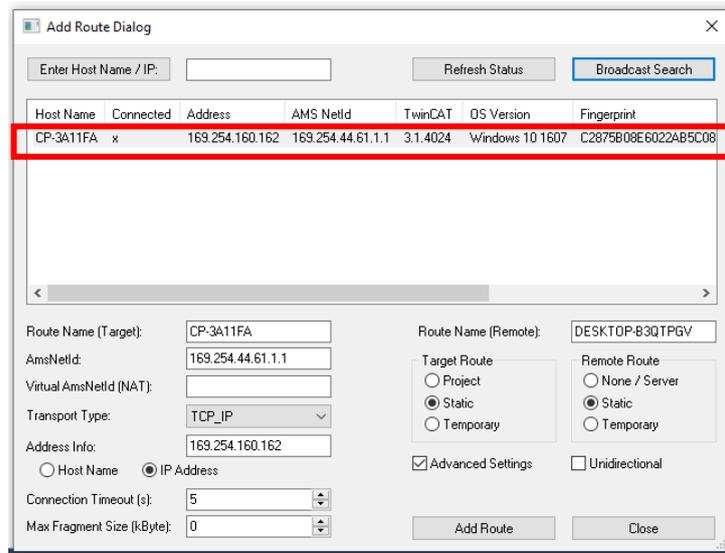


Figura 1.36. Detección del IPC

En este caso, el programa solicitará una clave para finalizar el enlace o conexión del software con el IPC.

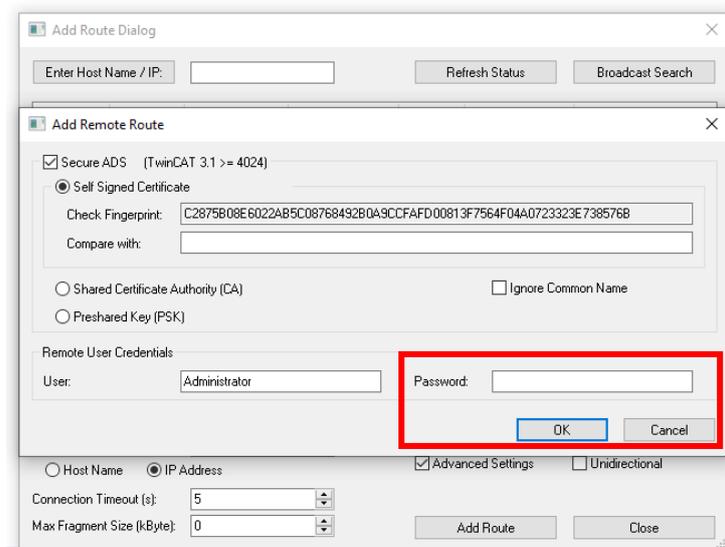


Figura 1.37. Agregar ruta del IPC

Ingresar la clave y hacer click en "OK".

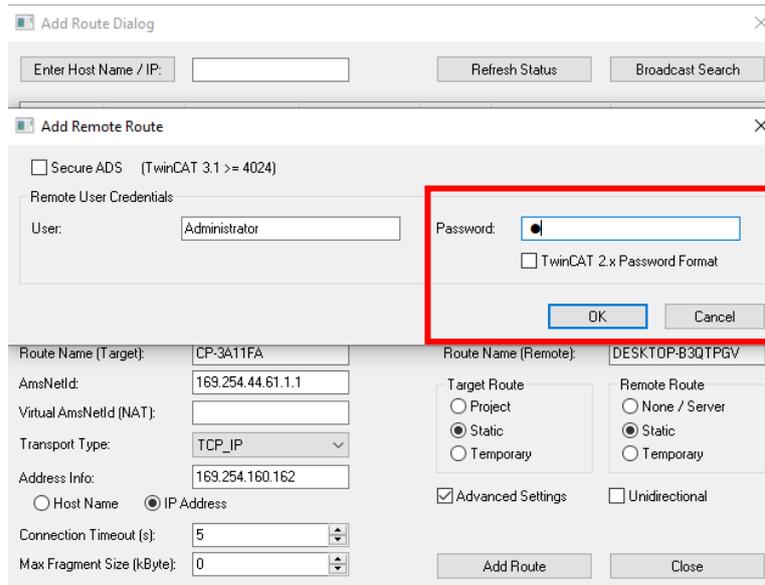


Figura 1.38. Ingreso de la clave para enlazar el IPC detectado.

Una vez finalizado el enlace del TwinCAT con el IPC, se procede a generar un proyecto de PLC como se observa en la Figura 1.39. donde se realiza un click derecho sobre la opción “PLC” y luego se escoge la opción “Add New Item”

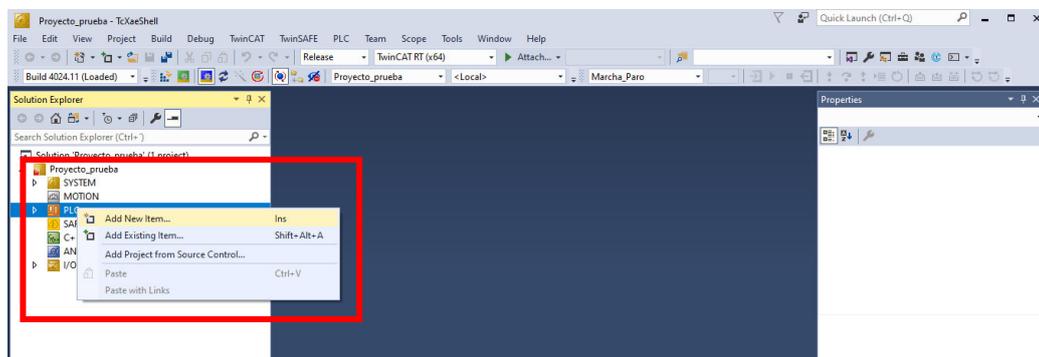


Figura 1.39. Generación de Proyecto de PLC

En la ventana de la Figura 1.40. se escoge la opción “Standard PLC” y se escoge un nombre para el programa.

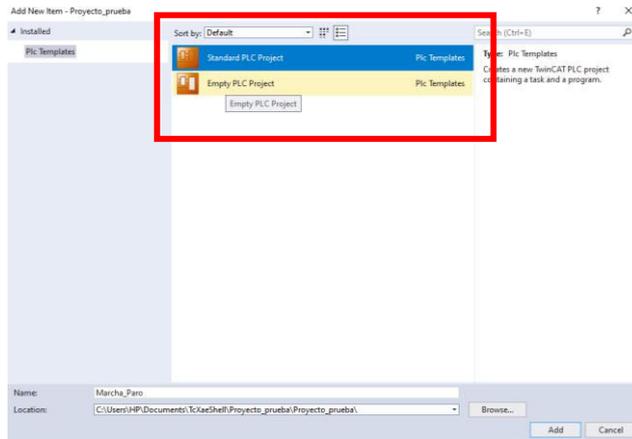


Figura 1.40 Creación y etiqueta de nuevo proyecto de PLC

Una vez generado el proyecto de PLC se observan varias carpetas generadas como se muestra en la Figura 1.41.

Carpeta DUT (Tipo de unidad de datos): en esta carpeta se generan los datos compuestos, es decir, permite agrupar varios datos en un solo dato ya sea este un arreglo o una estructura.

Carpeta GVL (Lista global de variables): es un listado de variables las cuales son accesibles desde cualquier lugar de este PLC.

Carpeta POU (Unidad de Organización del Programa): contiene la programación y las variables locales asociadas que sólo son accesibles desde dentro de esa lógica. Hay 3 tipos de POU: Programas, Funciones y Bloques de Función.

Carpeta VISU (Visualización): son las pantallas HMI creadas. TwinCAT 3 tiene un sistema HMI integrado.

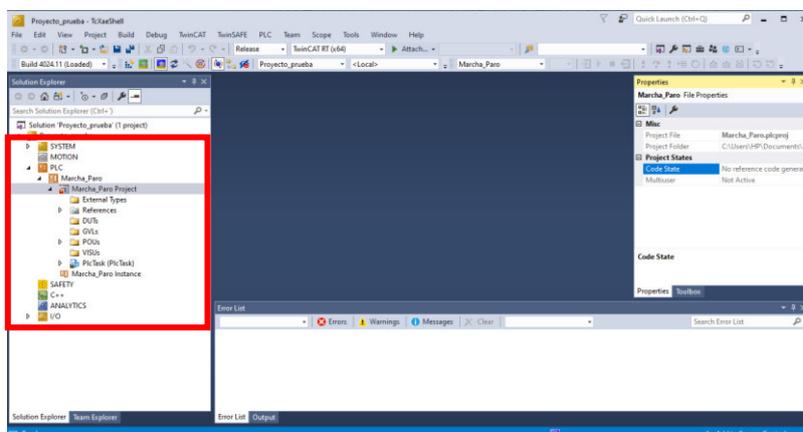


Figura 1.41. Entorno de trabajo de un Proyecto dentro TwinCAT 3

Ya que el computador industrial cuenta con módulos I/O estos deben ser reconocidos de la siguiente manera, en el árbol de proyecto se despliega las opciones de I/O y en la opción

de “Devices” se realiza click derecho y a continuación se selecciona la opción “Scan” la cual permite identificar todos los módulos conectados al IPC. Una vez realizado dicho procedimiento aparecerá el listado de módulos en el árbol de proyecto como se muestra en la Figura 1.42.

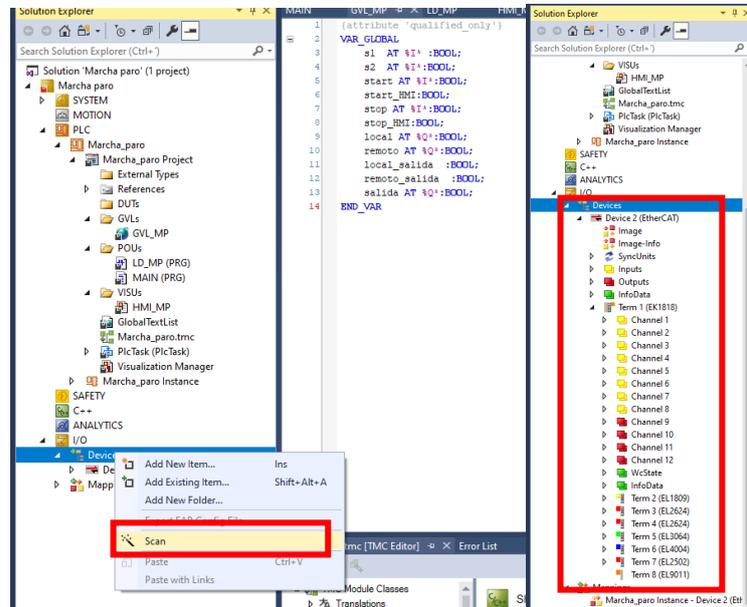


Figura 1.42. Escaneo de dispositivos o módulos conectados.

Para generar un archivo de programación se procede a hacer clic derecho sobre la carpeta “POUs”, luego “Add” y se escoge la opción de POU como se ve en la Figura 1.43.

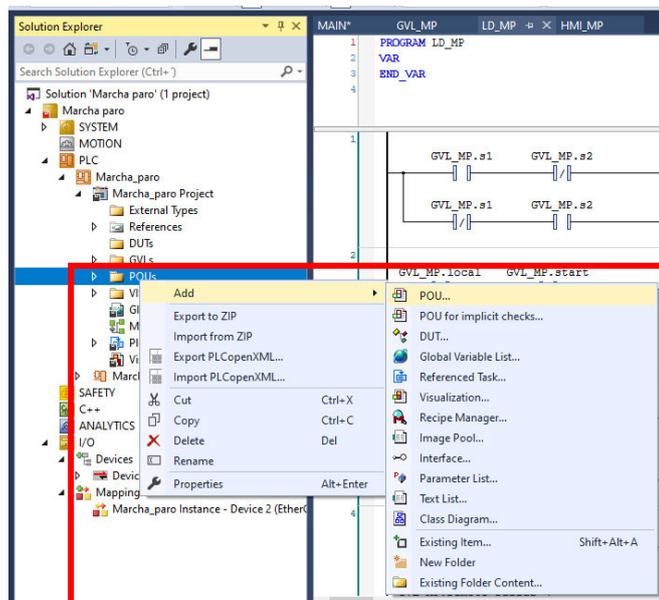


Figura 1.43. Creación de un archivo de programación.

En la ventana de la Figura 1.44. se realiza la configuración del archivo de programación donde se puede escoger entre los distintos de lenguajes de programación ya sean estos LD, SFC, FBD, CFC, SC y ST.

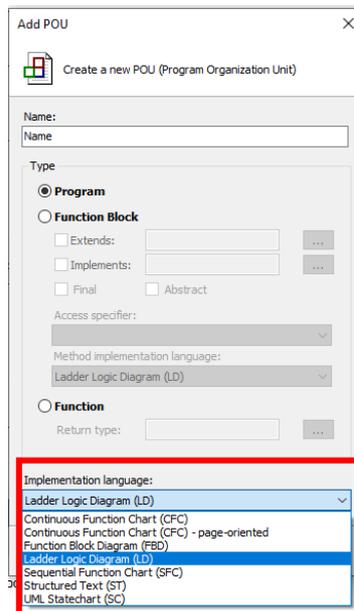


Figura 1.44. Elección del tipo de programa o bloque de función y lenguaje respectivo.

2. METODOLOGÍA

A continuación, se presenta la metodología aplicada en el presente trabajo de titulación con el objetivo de describir a detalle el procedimiento desarrollado. Se han empleado las técnicas de consulta necesarias para la recopilación de información relevante y su posterior análisis brindan las herramientas y complementos necesarios para el desarrollo e implementación de este trabajo. La recopilación de información se obtiene a través de consulta de diferentes fuentes bibliográficas como libros, artículos científicos, revistas técnicas, así como también fuentes secundarias como trabajos de titulación, páginas web y literatura científica en general a partir de los cuales se elabora el marco teórico y se aplican en la metodología de este proyecto.

El trabajo de titulación se detalla en las siguientes fases metodológicas:

A. Fase Teórica

En la fase inicial de este trabajo de titulación y se encuentra descrita en el Capítulo 1, la cual detalla información acerca de la revisión bibliográfica realizada sobre los UAVs y los principios aerodinámicos que los rigen. De igual manera se realiza la revisión bibliográfica acerca de los sistemas de propulsión utilizados con el fin de sentar las bases del funcionamiento y de la interacción de los elementos que componen dicho sistema.

Se realizará un estudio de las características técnicas del computador industrial modelo C6015-0010 de la marca Beckhoff, así como también los módulos de entrada/salida que conforman el sistema de adquisición de datos y de control. Además, se realizará una introducción al software TwinCAT la cual es una herramienta desarrollada por el fabricante de Beckhoff el cual permite realizar la programación para poder interactuar con el IPC y sus módulos.

Se realizará una revisión bibliográfica acerca del controlador PI y sobre el esquema de control en cascada el cual será el esquema final de control para el banco de pruebas en donde se detalla las variables a controlar en cada uno de sus lazos de control.

Finalmente, se realizará un estudio del procedimiento para el establecimiento de comunicación entre el software TwinCAT 3 y Matlab/Simulink

B. Fase de diseño

Dentro del Capítulo 2, se realizará el diseño del banco de pruebas de un sistema de propulsión eléctrico junto con su sistema de sensores en donde también se especificarán las características técnicas de los equipos comerciales a utilizar.

Se diseñará un tablero de control didáctico que permita controlar de manera local el banco de pruebas a través de elementos electromecánicos dimensionados de acuerdo con la presente aplicación y adicionalmente se diseñará una interfaz de usuario (HMI) que permita la manipulación remota del sistema.

Se realizará el modelamiento del banco de pruebas tomando en cuenta a los elementos del sistema como un conjunto, es decir, la batería, ESC y motor serán tomados como una caja negra y de esta manera se identificará la función de transferencia del sistema con la ayuda del software Matlab/Simulink.

Para el control del banco de pruebas se diseñará un esquema de control en cascada que contenga un lazo de control externo de potencia y un lazo de control interno de velocidad realizando una combinación de controladores clásicos para cada lazo siendo la combinación propuesta un PI-PI.

C. Fase de simulación e implementación

En esta fase, también detallada en el presente capítulo, se realizará la simulación completa del esquema de control en cascada en base a la identificación del sistema previamente obtenido, además se realizará la construcción del banco de pruebas y del tablero de control teniendo en cuenta todas las consideraciones previamente revisadas en la fase de diseño para cada uno de ellos.

Adicionalmente, se procederá a integrar físicamente el banco de pruebas, con su respectiva instrumentación, con los módulos E/S del computador industrial. De igual manera, se implementará la programación para la adquisición de datos e implementación del esquema de control en cascada, con el fin de poner en funcionamiento el banco de propulsión eléctrico.

D. Fase de validación/ análisis de resultados/ pruebas de funcionamiento

Para finalizar, en el capítulo tres se encuentra la fase de resultados donde se muestra las pruebas de funcionamiento del sistema implementado. Se realizará una comparación de los resultados obtenidos en simulación con los datos obtenidos a través de la implementación física de banco de pruebas haciendo cambios de referencia de potencia con el fin de analizar el rendimiento del controlador cascada aplicado.

Adicionalmente, se realizarán pruebas al sistema de propulsión eléctrico ingresándole perturbaciones de viento con el fin de evaluar la influencia que tiene el sistema de control sobre la autonomía del banco de pruebas ante tales perturbaciones.

Finalmente, se realizarán pruebas de funcionamiento de la interfaz gráfica del sistema implementado en conjunto con el tablero de control didáctico.

2.1. BANCO DE PRUEBAS DE PROPULSIÓN ELÉCTRICA

2.1.1 Diseño y montaje de la estructura mecánica del banco de pruebas

Este proyecto de titulación tiene como objetivo general desarrollar el control en lazo cerrado de un banco de pruebas de propulsión para UAVs. El primer paso es crear un modelo de diseño en 3D del banco de pruebas donde se pueda instalar el sistema de propulsión y adicionalmente colocar la instrumentación necesaria para la adquisición de los principales parámetros eléctricos y mecánicos durante las pruebas, como son: voltaje, corriente, velocidad de rotación y el empuje estático. Además, el banco de pruebas debe ser capaz de tener el motor en marcha durante el proceso de prueba.

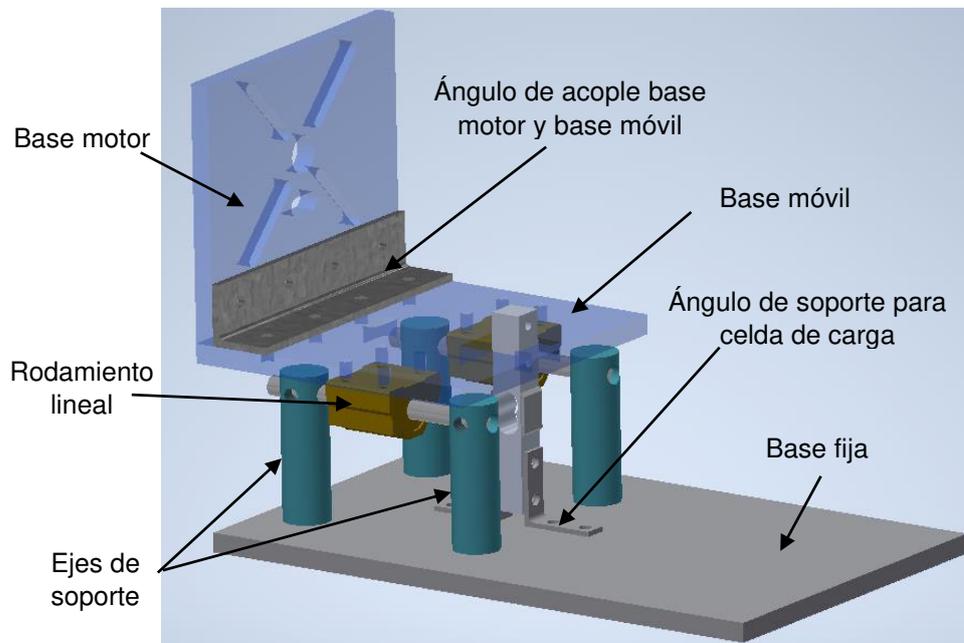


Figura 2.1. Vista posterior izquierda del Modelo del Banco de pruebas en 3D.

En la Figura 2.1. se muestra la estructura mecánica del banco diseñado el cual se encuentra conformado por las siguientes piezas: la base del motor, la base móvil, la base fija, cuatro ejes de soporte, dos ejes de deslizamiento, 2 ángulos para la celda de carga, un ángulo de acople, 2 rodamientos lineales y una celda de carga.

El ángulo colocado entre la base móvil y la base del motor se encarga de acoplar dichas piezas; los ángulos de soporte para la celda de carga se encargan de mantenerla en posición vertical y adicionalmente estos ángulos se encuentran atornillados a la base fija la

cual es que soporta todo el banco y en donde también van atornillados los cuatro ejes de soporte.

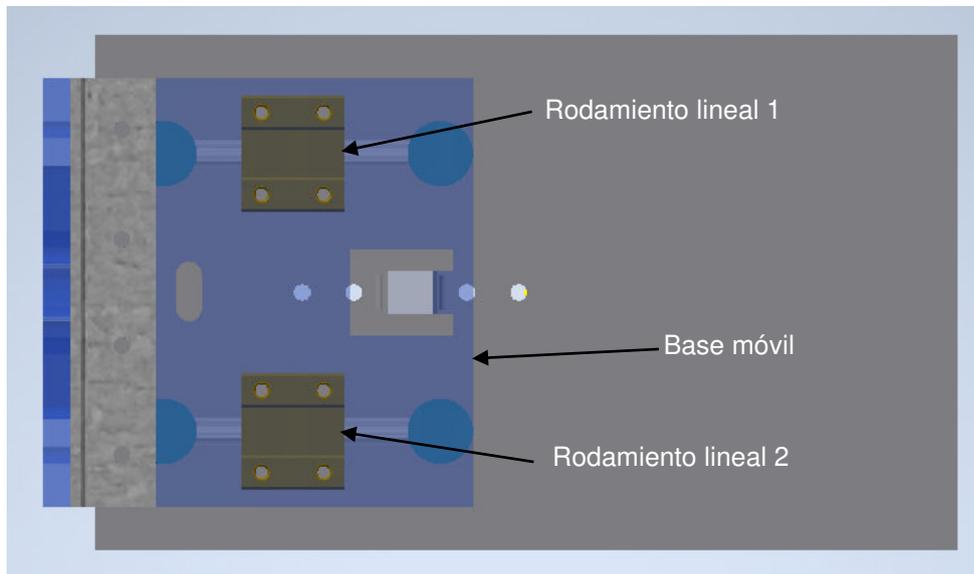


Figura 2.2. Vista superior del modelo del Banco de prueba en 3D.

En la Figura 2.2. se observa la base móvil del banco de pruebas, en esta base se encuentran montados los rodamientos lineales los cuales permiten el movimiento de esta base a través de los ejes de deslizamiento.

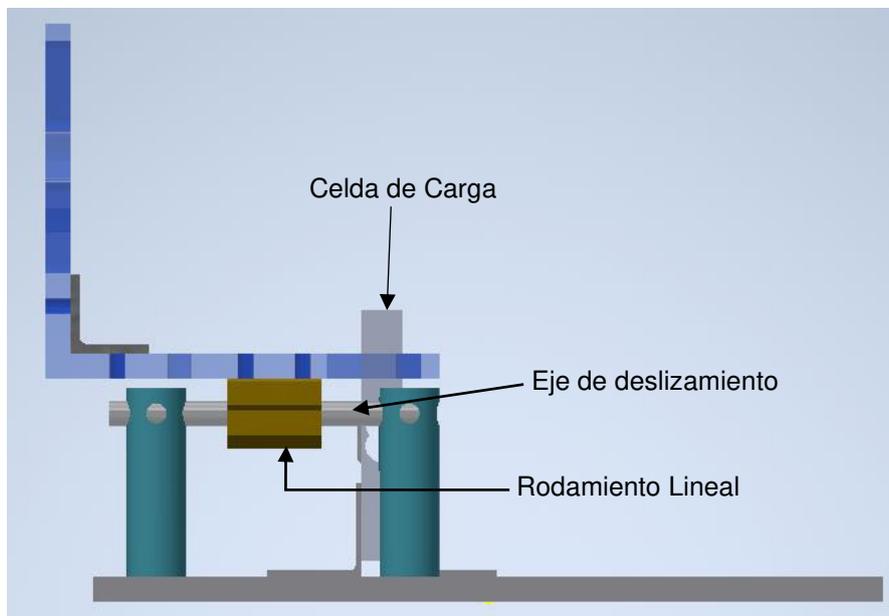


Figura 2.3. Vista lateral izquierda del modelo del Banco de prueba en 3D.

En la Figura 2.3. se puede observar cómo trabajarán los rodamientos en conjunto con los ejes de deslizamiento, los cuales son las guías para el movimiento hacia atrás o hacia

delante de la base móvil. A su vez se observa la celda de carga encargada de medir el empuje que se genere a través de la presión que ejerce sobre la base móvil sobre la misma.

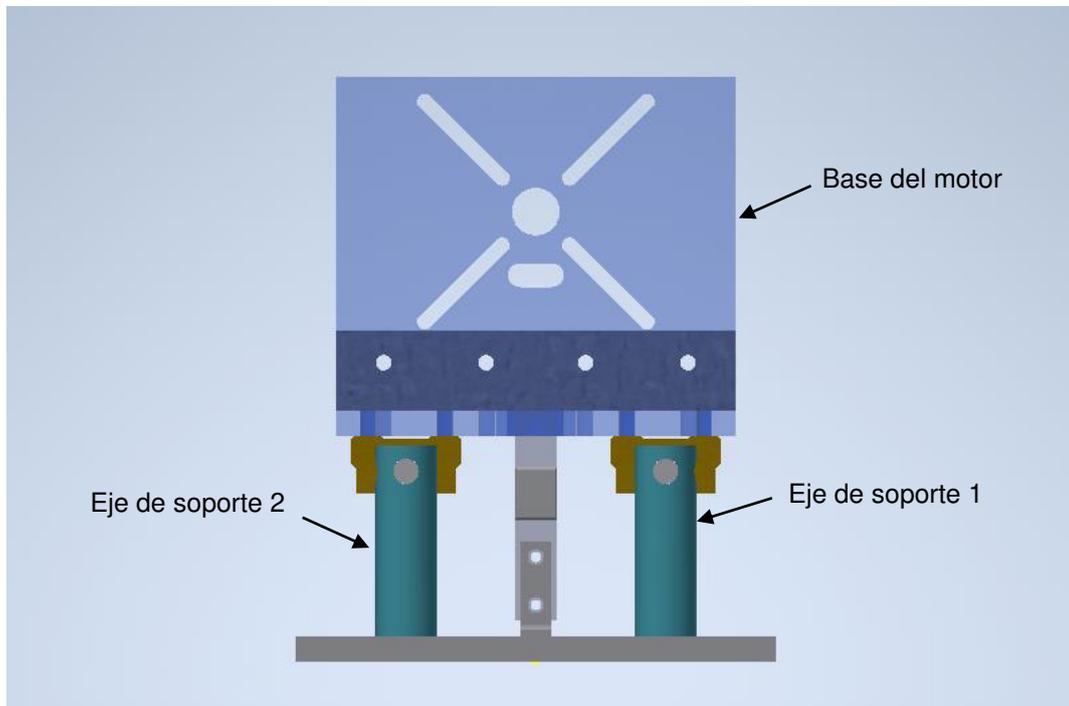


Figura 2.4. Vista frontal del modelo del Banco de prueba en 3D.

En la Figura 2.4. se muestra la vista frontal del modelo del banco de pruebas donde se observa la base del motor y los ejes de soporte frontales. La base del motor tiene un orificio central por donde atraviesa un acople motor-enconder (ANEXO D) y los orificios diagonales permiten el ajuste del motor en la base. Estos orificios diagonales son versátiles debido a que al ser alargados permiten colocar motores de distintas dimensiones sobre la base.

Como segundo paso, se procedió a imprimir las piezas en acrílico y adquirir los acoples, bases, ejes y demás elementos para construir el banco de pruebas. En la Figura 2.5. se muestra el montaje de la celda de carga sobre la base fija en donde se usan los ángulos para sujetar la celda de cada lado y mantenerla en posición vertical.

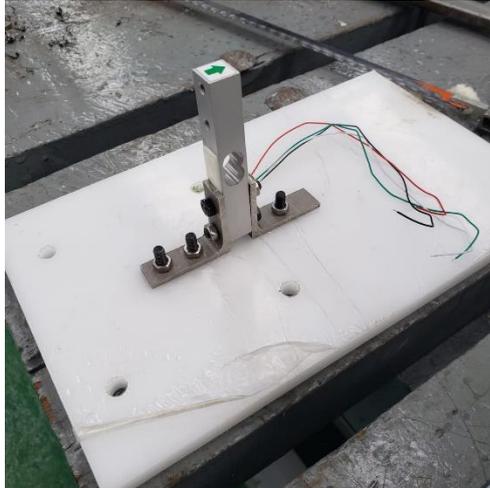


Figura 2.5. Montaje de la celda de carga sobre la base fija.

Sobre la base móvil se montó los rodamientos lineales en la parte de abajo de la base (Figura 2.6.). A través de estos rodamientos se colocó ejes para que la base pueda deslizarse (Ver Figura 2.7.).

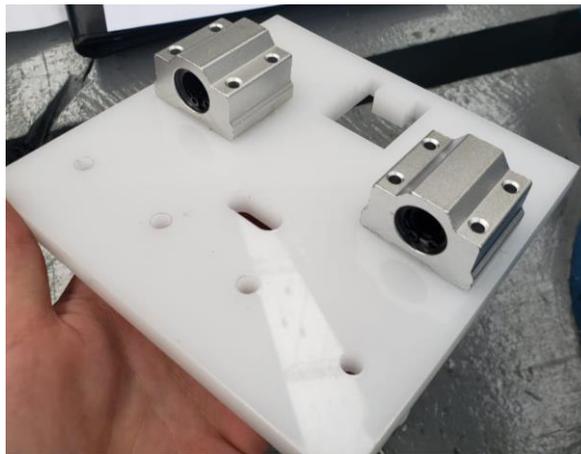


Figura 2.6. Montaje de los rodamientos lineales sobre la base móvil.

Luego se procedió a acoplar la base móvil con la base del motor a través de un ángulo en forma de L como se muestra en la Figura 2.7.

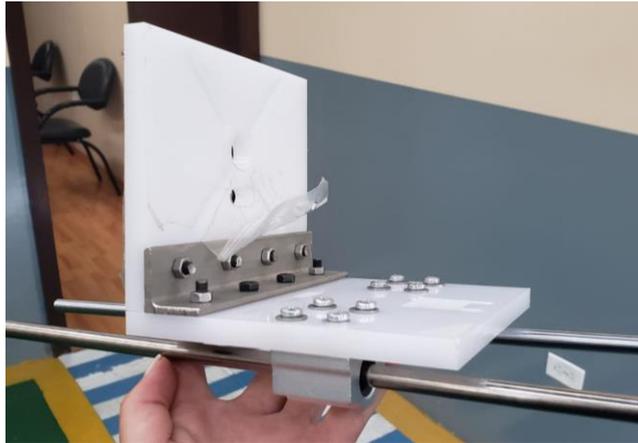


Figura 2.7. Acople de la base móvil con la base del motor.

Se procedió a cortar los ejes de deslizamiento de acuerdo a la medida requerida y finalmente se montó los ejes de soporte los cuales se encargan de sostener los ejes de deslizamiento. En la Figura 2.8. se muestra el resultado final del banco.

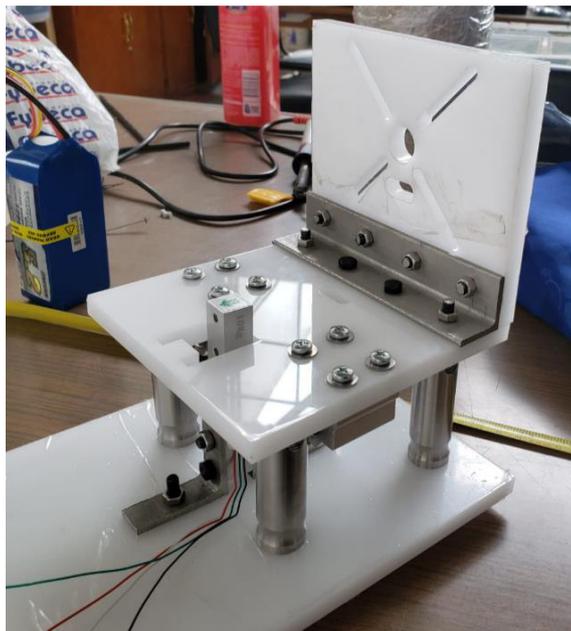


Figura 2.8. Estructura del Banco de pruebas completa.

En la Figura 2.9. se realizó el montaje del motor brushless DC E-flite Power 46 Brushless Outrunner, el cual entre sus accesorios ya cuenta con el soporte para este mismo.



Figura 2.9. Montaje del motor sobre la base.

2.1.2 Selección de los elementos del sistema de propulsión y acondicionamiento de sensores

Como se mencionó en el Capítulo 1 se tiene como componentes principales de un sistema de propulsión los siguientes elementos: propela, motor, ESC y batería, donde los parámetros eléctricos y mecánicos se obtienen a través de un sistema de instrumentación que contiene diversos tipos de sensores. En el presente trabajo de titulación los sensores a utilizar serán: una celda de carga, un encoder y un sensor de voltaje y corriente.

2.1.2.1 Sistema de propulsión

2.1.2.1.1 Motor Brushless

En el presente trabajo de titulación el punto inicial para la selección de los componentes del sistema de propulsión es el motor E-flite Power 46 Brushless Outrunner Motor como se muestra en la Figura 2.10. y sus características técnicas en la Tabla 2.1.



Figura 2.10. Motor brushless E-flite Power 46 junto con soporte, adaptador para hélices y accesorios de montaje.

Tabla 2.1. Características técnicas del motor brushless E-flite Power 46 [52].

Parámetro	Valor
Tipo	Outrunner
Potencia de entrada	800W
Resistencia	0.04 Ω
Corriente sin carga (I_0)	3.90 A
Corriente continua	40 A
Corriente de ruptura máxima	55 A
Número de polos	12
Kv	670 (RPM/voltio)
Peso	10.0 oz (290 g)
Diámetro total de la carcasa	2.0 in (50 mm)
Diámetro del eje	0.24 in (6 mm)
Longitud total de la carcasa	2.15 in (55 mm)

Dentro de los instructivos del motor, el fabricante recomienda que el ESC, batería y hélice sean de las siguientes características:

- ESC de 60A
- Batería Li-Po de 4S-5S o una batería Ni-MH/Ni-Cd de 12 a 16 celdas
- Hélice de 12x8 a 14x10

2.1.2.1.2 Controlador electrónico de velocidad (ESC)

El controlador electrónico de velocidad se escogió en base al motor antes mencionado y las recomendaciones que este presenta, debido a esto se escoge un ESC de 60 amperios modelo E-flite 60-Amp Pro Switch Mode BEC ESC V2. Sus características se presentan en la tabla 2.2.



Figura 2.11. ESC E-flite 60-Amp Pro Switch Mode BEC sin escobillas.

Tabla 2.2. Características técnicas del ESC E-flite 60-Amp Pro Switch Mode BEC sin escobillas [53].

Parámetro	Valor
Voltaje de entrada	10.8 – 22.2 V
Corriente continua nominal	60 A
Corriente continua máxima	75 A durante 15 segundos
Rango de entrada programable del acelerador	1.1 ms – 1.9 ms 1.2 ms – 1.8 ms
Frecuencia de conmutación	8khz, 16khz o 32 kHz
Dimensiones	8 x 4.5 x 0.79 in
Peso	2.08 oz (58.967 g)
Tipo de conector a la entrada	13 AWG con conector E-flite EC3
Tipo de conector a la salida	13 AWG con conectores de bala de oro de 3,5 mm
Longitud total de la carcasa	2.15 in (55 mm)

Además, para este ESC se sugiere el uso de una batería de 3 a 6 celdas Li-Po o 9 a 18 celdas Ni-MH/Ni-Cd. En base a lo antes presentado el ESC fue programado con las siguientes características y consideraciones:

- Rango de entrada programable del acelerador: 1.1 ms a 1.9 ms
- Frecuencia de conmutación del inversor: 8 KHz
- Alimentación con una batería Li-Po de 4 celdas

Ya que el ESC recibe la señal PWM del módulo EL2502, el cual en sus características técnicas indica que la señal generada tiene una amplitud de 24V, surge un inconveniente y es que el ESC solo recibe una señal de control con una amplitud de 5V por lo cual se

diseñó un circuito que acondiciona la amplitud de la señal PWM de 24V a 5V y se observa en la Figura 2.12.

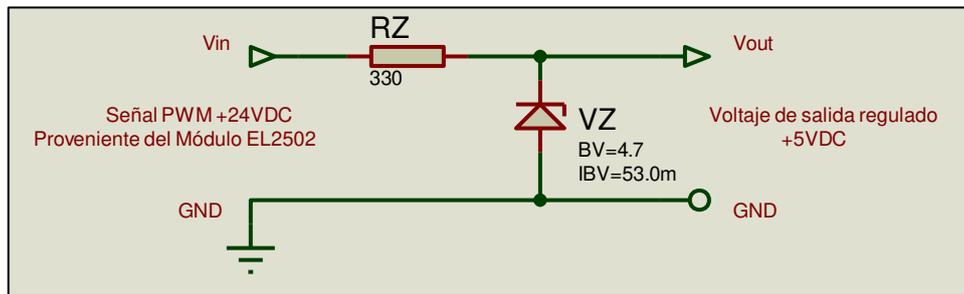


Figura 2.12. Circuito de acondicionamiento de la señal PWM de 24VDC a 5VDC

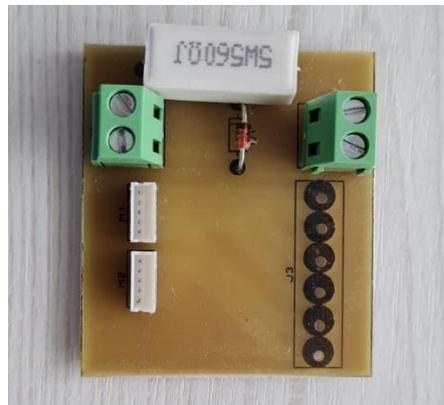


Figura 2.13. Placa implementada para el acondicionamiento de la señal PWM de 24VDC a 5VDC y adaptación para el sensor de voltaje y corriente.

El circuito de acondicionamiento de la Figura 2.12. fue implementado en una placa electrónica (Figura 2.13.) y a su vez cuenta con dos conectores hembra que tienen el objetivo de no dañar los conectores macho originales del Power Module V1.0 usado como sensor de voltaje y corriente (Sección 2.1.2.2.3.) y obtener las mismas salidas en el lado opuesto de la placa para poder soldar cables que permitan conectarlas con los acondicionamientos posteriores.

Para obtener el valor de la resistencia R_z se utiliza la siguiente formula:

$$R_z = \frac{V_{in} - V_z}{I_z * 1.1} \quad (2.1)$$

Donde V_{in} : es el voltaje de entrada el cual corresponde a la señal PWM proveniente del módulo.

I_z : corriente del diodo Zener

V_z : voltaje del diodo Zener

Se utilizó un diodo Zener 1N4732-A el cual tiene las siguientes características:

Tabla 2.3. Diodo Zener 1N4732-A

Parámetro	Valor
Voltaje Nominal (V_z)	4.7 V
Corriente de prueba (I_z)	53 mA

$$R_z = \frac{24 V - 4.7 V}{53 mA * 1.1}$$

$$R_z = 331.04$$

En donde el valor más cercano de resistencia comercial es de 330 Ohmios.

La potencia disipada por la resistencia se calcula a través de la Ecuación 2.2 de la siguiente manera:

$$PR_z = \frac{(V_{in} - V_z)^2}{R_z} \quad (2.2)$$

Reemplazando con los valores previamente calculados se tiene:

$$PR_z = \frac{(24 - 4.7)^2}{330}$$

$$PR_z = 1.12 W$$

Por lo cual la potencia de la resistencia en base a los parámetros comerciales se escogió una resistencia de 330 ohmios y de 2 vatios.

Para calcular la potencia disipada por el diodo Zener se calcula a través de la Ecuación 2.3.

$$P_z = V_z * I_z \quad (2.3)$$

Se reemplaza los datos conocidos:

$$P_z = 4.7 V * 53 mA$$

$$P_z = 0.249 \text{ vatios}$$

Por lo tanto, la potencia escogida para el diodo Zener es de 1 vatio.

2.1.2.1.3 Batería

Para la alimentación del sistema de propulsión se ha utilizado un batería Li-Po según la recomendación del fabricante del motor y del ESC. Sus características se muestran en la Tabla 2.4.



Figura 2.14. Batería Lipo marca Turnigy 4S y 8000mAh.

Tabla 2.4. Características técnicas de la Batería Turnigy 8.0 [54]

Parámetro	Valor
Capacidad	8000 mAh
Número de Celdas	4
Voltaje total	14.8 V
Constante de descarga (10 seg)	12 C
Pico de descarga (10 seg)	24 C
Peso	752 g
Dimensiones	145 x51x52 mm
Peso	10.0 oz (290 g)
Plug de carga	JST-XH
Plug de descarga	XT90

2.1.2.1.4 Propela

Como se mencionó anteriormente, la recomendación del fabricante del motor BLDC es usar propelas desde 12x8 a 14x10, por lo tanto, se escogió una propela 12x8 ya que en el país únicamente se pudo obtener una de estas características.



Figura 2.15. Propela APC 12X8E

Tabla 2.5. Características técnicas de la Propela [55]

Característica	Valor
Marca	APC
Paso (Pitch)	8 in.
Diámetro de la propela	12 in.
Diámetro del eje	¼ in.
Diámetro del buje	0.8 in.
Peso	0.92 oz.
Color	Gris

2.1.2.2 Sensores

2.1.2.2.1 Encoder

Para la medición de velocidad del motor brushless seleccionado es necesario utilizar un sensor de velocidad adecuado para esta aplicación, en ese caso se usó un encoder incremental programable RV3500 el cual se solicitó al Laboratorio de Control de Máquinas de la Escuela Politécnica Nacional. Las características técnicas de este equipo se indican en la Tabla 2.6.



Figura 2.16. Encoder incremental RV3500 marca Ifm.

Tabla 2.6. Características técnicas del encoder incremental RV3500 [56]

Parámetro	Valor
Marca	Ifm
Resolución	1-10000 PPR (programable)
Interfaz de comunicación	IO-Link
Diámetro del eje	10 mm
Principio de funcionamiento	Incremental
Sistema de detección	Magnético
Voltaje de alimentación	4.75-30 VDC
Consumo de corriente	<150 mA
Protección contra inversiones de polaridad	Sí
Velocidad de rotación máxima eléctrica	12000 RPM
Frecuencia de conmutación	1000 kHz
Salida de alimentación	HTL/TTL
Grado de protección	IP 65, IP 66
Peso	441 g

El encoder posee 3 señales eléctricas de medición que son el canal A, B y Z (Figura 2.17.) junto con los cables de alimentación y GND. En la Tabla 2.7. se muestra la descripción de los cables de conexión correspondientes y la conexión de los cables para ser usado como encoder o para programarlo por IO-Link.

Tabla 2.7. Descripción de los cables de conexión del Encoder RV3500 [56]

Cable	Encoder	IO-Link	
		Función	Pines
			
Marrón	Voltaje (4.75 a 30 VDC)	Voltaje (20 VDC)	1
Blanco	Señal A	No conectar	2
Azul	GND	GND	3
Negro	Señal Z/0- Pulso	IO-LINK	4
Gris	Señal B	No conectar	5

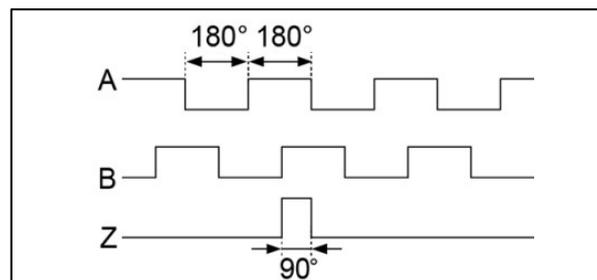


Figura 2.17. Diagrama de impulsos (tomando en cuenta que el sentido de giro es de las agujas del reloj).

El encoder se lo programó de acuerdo con los equipos Beckhoff utilizados, en este caso al usar el módulo de interfaz de encoder incremental EL5151 cuyas características se muestran en la Tabla 1.3 se debe destacar que trabaja a una frecuencia de 100 kHz y recibe señales de 24 VDC. Por lo tanto, los pulsos por revolución (PPR) y el voltaje de las señales a las que debe trabajar el encoder se limitan a la frecuencia y voltaje operación del módulo EL5151.

Teniendo en cuenta lo antes mencionado, se debe hacer un cálculo (Ecuación 2.4) para definir los PPR a los que debe trabajar el encoder para que el módulo mida correctamente escogiendo así el valor de 750 PPR.

$$PPR_{m\acute{a}x} = \frac{Frecuencia [Hz] * 60[seg]}{V_{m\acute{a}x} [RPM]} \quad (2.4)$$

$$PPR_{m\acute{a}x} = \frac{100000 \left[\frac{1}{s} \right] * 60[s]}{8000 [RPM]}$$

$$PPR_{m\acute{a}x} = 750$$

Adicionalmente, el encoder se lo programó para que la salida sea tipo HTL, es decir, los niveles de voltaje de las señales corresponden al voltaje de alimentación aplicado y en este caso es de 24 VDC.

Cabe recalcar que la velocidad máxima a la que va a trabajar el motor es 8000 RPM con carga, sin embargo, la velocidad nominal teórica sin carga sería de 9916 RPM y está basada según la Ecuación 2.5 como se indica a continuación:

$$\text{Velocidad nominal teórica} = Kv * V_{\text{alimentación}} \quad (2.5)$$

$$\text{Velocidad nominal teórica} = 670 * 14.8$$

$$\text{Velocidad nominal teórica} = 9916 \text{ RPM}$$

2.1.2.2.2 Celda de carga

La celda de carga es el sensor encargado de medir el empuje generado por el conjunto motor-hélice, esta genera una señal analógica proporcional a la fuerza aplicada sobre uno de sus lados. La fuerza se aplica en base a la etiqueta de dirección de gravedad que se encuentra sobre la celda de carga.

La celda de carga fue escogida en base a la capacidad requerida por el sistema teniendo en cuenta que el valor máximo de empuje generado por el conjunto Motor-hélice no supera las 4.491 Lb [57], por lo tanto, la celda de carga escogida fue de 10 kg cuya capacidad esta sobre dimensionada en el caso de que en futuras pruebas se utilice un motor que genere un empuje mayor. Además, otro parámetro importante para su selección fue su reducido tamaño y peso que brinda una facilidad en el montaje sobre el banco de pruebas. A continuación, se muestra en la Figura **2.18**. la celda carga de 10 Kg.

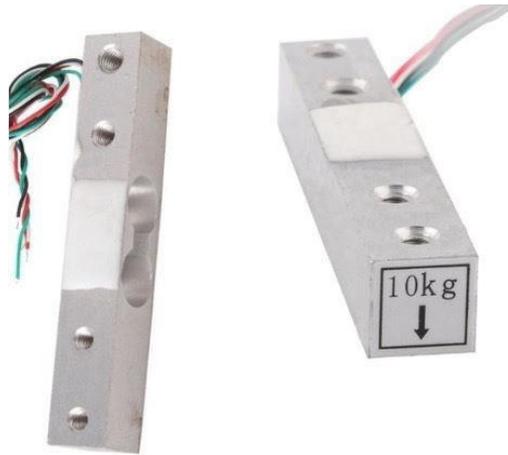


Figura 2.18. Celda de carga de 10 Kg.

Tabla 2.8. Características técnicas de la celda de carga [58].

Parámetro	Valor
Carga Nominal	10 kg/ 22 Lb
Sensibilidad	$1 \pm 0,15 \text{ mV} / \text{V}$
Resistencia de Entrada	$1066 \pm 20 \text{ Ohm}$
Resistencia de Salida	$1000 \pm 20 \text{ Ohm}$
Sobrecarga de seguridad	120% F. S.
Alimentación recomendada	5 VDC
Tensión de alimentación Máxima	10 VDC
Peso	32 g

Tabla 2.9. Descripción de los cables de conexión de la celda de carga [58].

Color	Descripción
Rojo	Alimentación +
Negro	Alimentación -
Verde	Señal de Salida +
Blanco	Señal de Salida -

En la Tabla 2.8. se puede observar que el voltaje de salida proporcionado por la celda se encuentra en las unidades de mV, lo cual representa un inconveniente a la hora de conectarla con el módulo de entradas analógicas del IPC ya que el rango de entrada de este es de 0 a 10 VDC. La solución implementada es una placa de acondicionamiento de la señal de la celda para amplificarla al nivel de voltaje que permite el módulo de entradas analógicas tal como se muestra en la Figura 2.19.

Se utilizó un amplificador de instrumentación AD620 para minimizar el error de la salida ya que la celda de carga genera voltajes muy pequeños. Las características técnicas del integrado se presentan la Tabla 2.10.

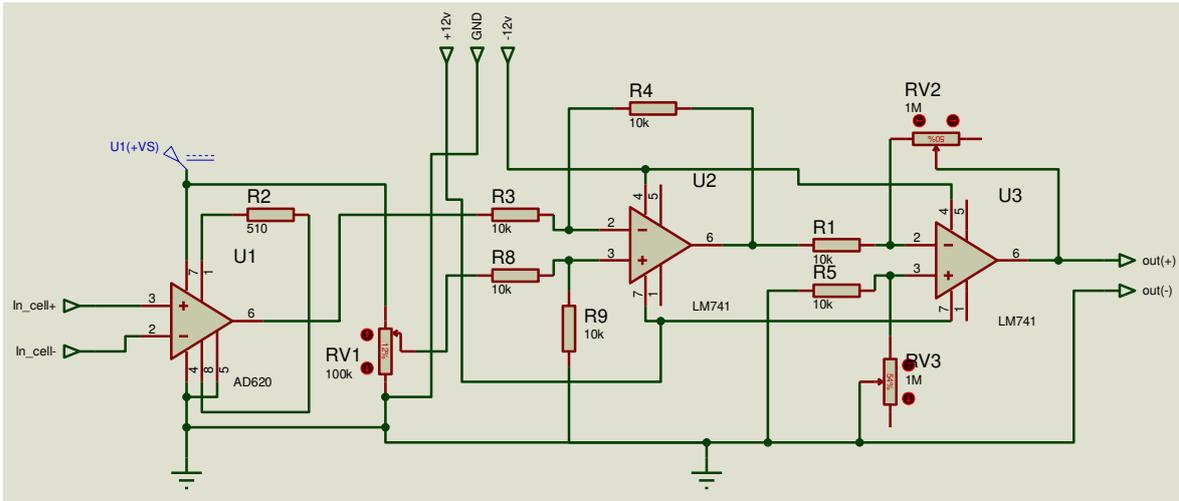


Figura 2.19. Circuito de acondicionamiento de la celda de carga

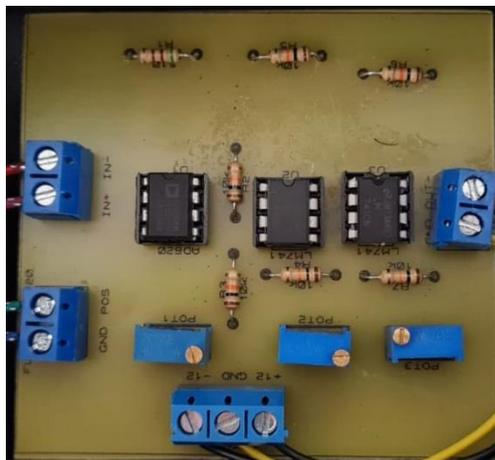


Figura 2.20. Placa implementada para el acondicionamiento de la celda de carga.

Tabla 2.10. Características técnicas del amplificador AD620 [59].

Parámetro	Valor
Rango de ganancia	1-10000
Voltaje de Alimentación Vs	±2.3V a ±18V
Voltaje de salida	+Vs-1.2V
Rango de temperatura de operación	-40°C to +85°C
Ganancia	$G=1+(49.4k\Omega/Rg)$

Con el fin de determinar la relación existente entre el empuje y voltaje proporcionado por la celda se realizó el siguiente experimento como se muestra en la Figura 2.21., el cual consiste en amarrar una masa de peso conocido a la estructura del banco de pruebas para tomar mediciones de voltaje para cada masa colocada.

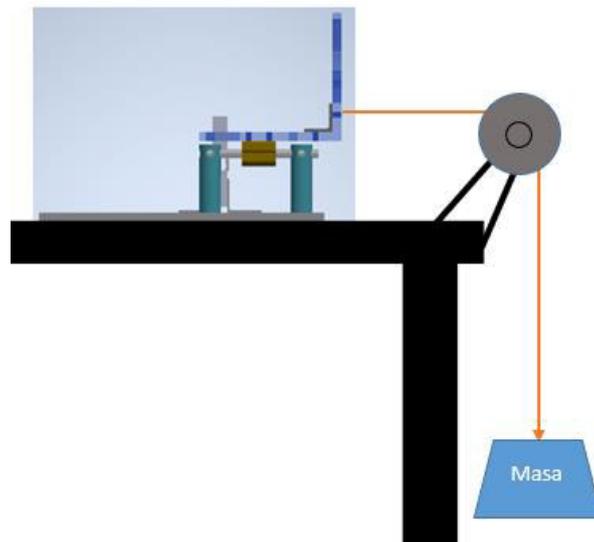


Figura 2.21. Diagrama de funcionamiento del experimento.

Se tomaron las mediciones de voltaje de la celda de carga realizando como paso inicial la amplificación del voltaje con el AD620 aplicando una ganancia de 97.86 para facilitar la toma de datos. Las mediciones se tomaron para siete distintos pesos a pasos de 1 libra y se tomó tres mediciones con cada peso para obtener posteriormente una medida promedio. A continuación, se muestran las mediciones en la Tabla 2.11.

Tabla 2.11. Mediciones de la celda de carga a distintos pesos.

Prueba de la celda de carga							
#Medición	0 Lb	1 Lb	2 Lb	3 Lb	4 Lb	5 Lb	5.5 Lb
1	3.9 V	3.94 V	3.97 V	4.02 V	4.08 V	4.14 V	4.17 V
2	3.89 V	3.93 V	3.99 V	4.04 V	4.10 V	4.14 V	4.165 V
3	3.89 V	3.94 V	3.98 V	4.04 V	4.09 V	4.15 V	4.18 V

En la Tabla 2.12. se muestra los promedios de las mediciones realizadas a distintos pesos con el fin de obtener la curva de mediciones que se muestra en la Figura 2.21.

Tabla 2.12. Mediciones promedio de la celda de carga a distintos pesos.

Peso [Lb]	Peso [Kg]	Voltaje [V]
0	0,000	3.893
1	0,454	3.936
2	0,907	3.98
3	1,361	4.033
4	1,814	4.09
5	2,268	4.143
5,5	2,49	4.171

En base a los resultados obtenidos de la Tabla 2.12. se identificó que la celda de carga posee un comportamiento lineal como se muestra en la Figura 2.22. a). Posteriormente, se acondicionó los valores de voltaje amplificados a valores de 0-10V como se presenta en la Figura 2.22. b)

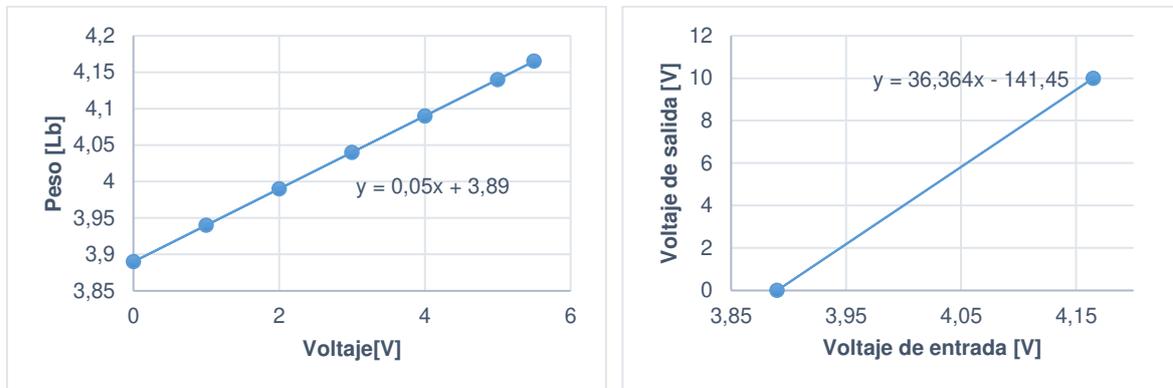


Figura 2.22. a) Gráfica de Peso vs Voltaje de la celda amplificado, b) Gráfica de Voltaje de la celda final acondicionado.

La ecuación de acondicionamiento es la siguiente:

$$y = 36.36x - 141.45 \quad (2.6)$$

2.1.2.2.3 Sensor de voltaje y corriente

La mayoría de UAVs se controlan a través de autopilotos automáticos los cuales realizan misiones de vuelo completas sin la necesidad de un control remoto manual al combinar una serie de sensores que incluyen giroscopios, magnetómetros, acelerómetros, etc. con el CPU de control de vuelo logrando utilizar datos sobre la altitud, velocidad, posición y dirección del UAV para dirigir el vuelo de acuerdo con los parámetros establecidos por el usuario [60]. Muchos de ellos pueden adquirirse con un módulo de alimentación analógico (Figura 2.23.) que proporciona una fuente de alimentación estable al autopiloto y también permite medir el voltaje y consumo de corriente de la batería.

En el presente proyecto de titulación no se utiliza un autopiloto comercial, sin embargo, el módulo de alimentación analógico será utilizado como un sensor de voltaje y corriente de la batería y las mediciones serán adquiridas a través del IPC Beckhoff. Adicionalmente, su estructura es adecuada para conectar directamente la batería y el ESC a través de él (Figura 2.24.).

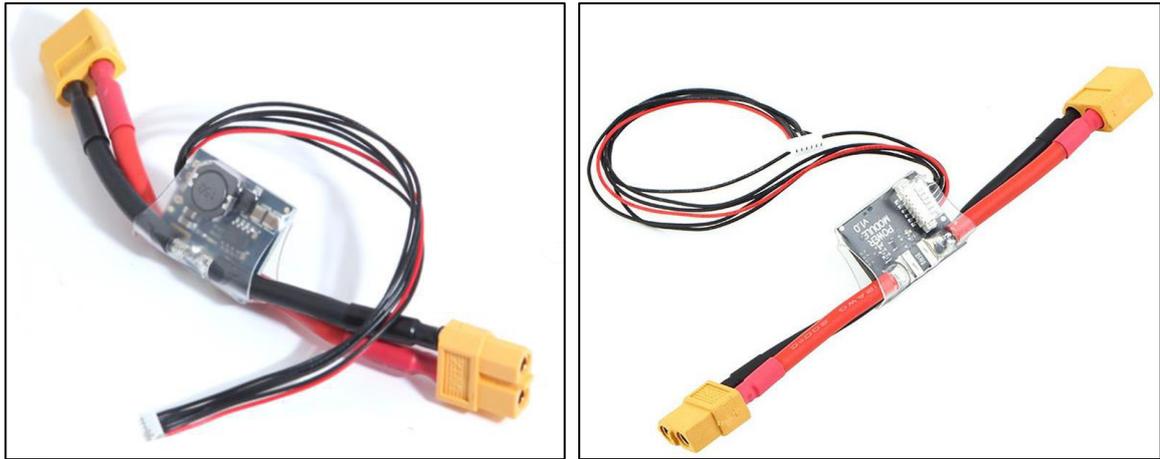


Figura 2.23. Módulo de Alimentación Hobbypower APM V1.0

Tabla 2.13. Características técnicas del Módulo de Alimentación [61].

Parámetro	Valor
Voltaje de entrada máximo	30V
Máxima detección de corriente	90 A
Medición de voltaje y corriente de salida	0-5 V ADC
Voltaje de salida del regulador de conmutación	5.3V
Corriente de salida del regulador de conmutación	3 A
Dimensiones	25x21x9 mm
Peso	17 g

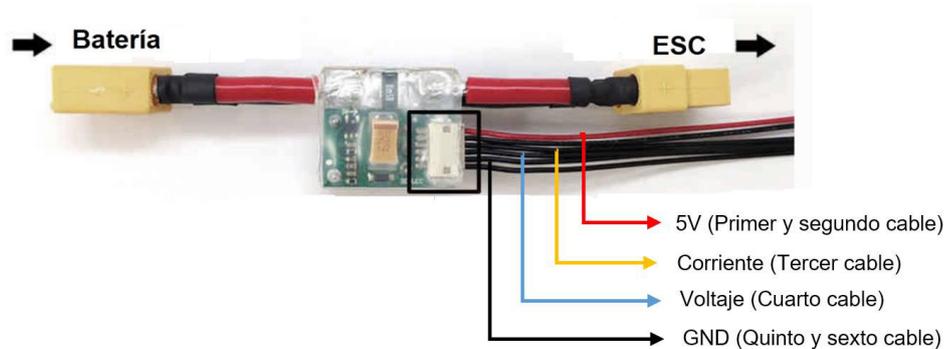


Figura 2.24. Conexión de Módulo de Alimentación Hobbypower APM V1.0

Es necesario tener presente que se realizará la medición de los niveles de voltaje de la batería la cual tiene como valor mínimo 12 V y como valor máximo 16.8 V, estos rangos se obtienen sabiendo que el voltaje mínimo de cada celda debe ser de 3 V y como valor máximo 4.2 V, siendo una batería de cuatro celdas la que se usará para alimentar el motor BLDC. En base a las pruebas realizadas se obtuvo la siguiente respuesta del sensor.

Tabla 2.14. Mediciones del sensor de voltaje de la batería.

Voltaje de la Batería [V]	Voltaje del sensor [V]
12	1,24
12,4	1,28
12,8	1,32
13,2	1,36
13,6	1,4
14	1,44
14,4	1,48
14,8	1,52
15,2	1,56
15,6	1,6
16	1,64
16,4	1,68
16,8	1,72

Al graficar los valores obtenidos en la Tabla 2.14 (Figura 2.25.) se observa que el sensor tiene un comportamiento lineal, sin embargo, el rango de salida del sensor es de 1.24 V a 1.72 V siendo un rango de trabajo muy pequeño, por lo tanto, es necesario implementar un circuito de amplificación para tener una mejor resolución de las mediciones obtenidas por el sensor.

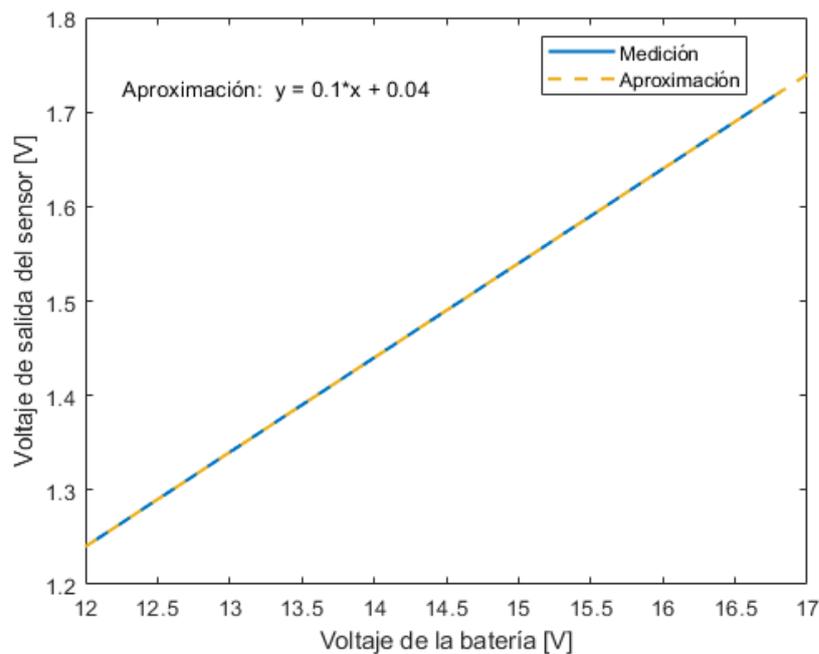


Figura 2.25. Conexión de Módulo de Alimentación Hobbypower APM V1.0

Sabiendo que el rango de entrada permitido por el módulo EL3064 (Tabla 1.6) es de 0 a 10 V, la amplificación del sensor de voltaje será a ese mismo voltaje. Finalmente, el acondicionamiento del sensor queda de la siguiente manera:

Tabla 2.15. Mediciones del sensor de voltaje de la batería.

Voltaje Batería [V]	Voltaje del sensor [V]	Voltaje de amplificación [V]
12 (min)	1,24	0
16,8 (máx)	1,72	10

$$V_{amplificacion} = 20,83(V_{out\ sensor} - 1,24) \quad (2.7)$$

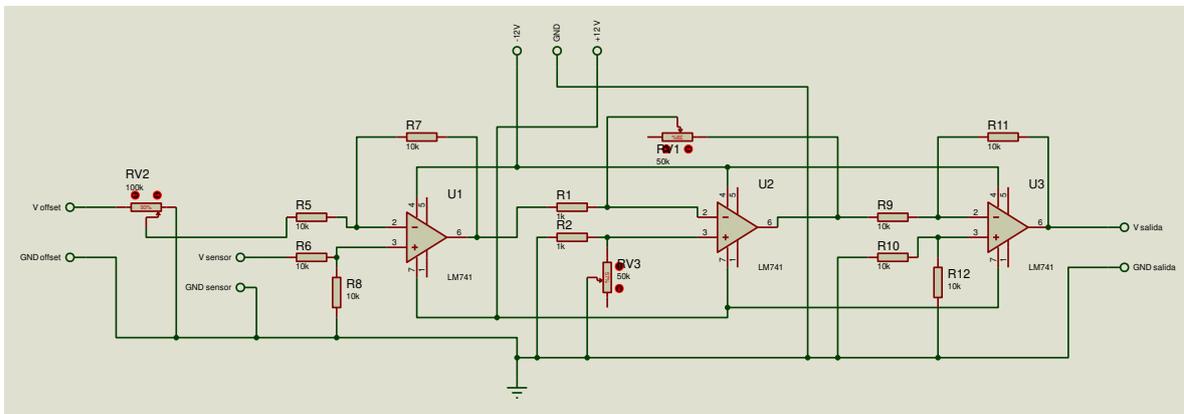


Figura 2.26. Diseño del circuito de acondicionamiento del sensor de voltaje.

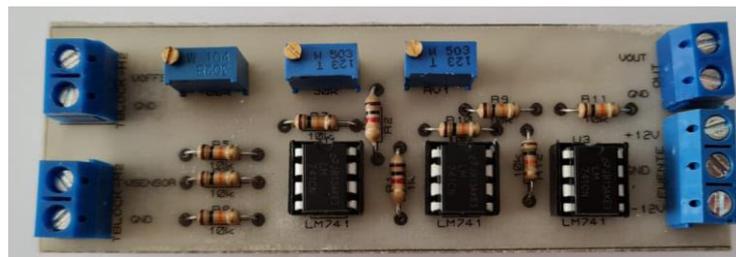


Figura 2.27. Placa de acondicionamiento del sensor de voltaje.

Se realizó el mismo procedimiento del sensor de voltaje para obtener el rango de salida del sensor de corriente con la diferencia de que se puso en movimiento al motor BLDC a diferentes velocidades (0-8000 RPM en pasos de 500 RPM) para obtener las respectivas mediciones de consumo de corriente de la batería. Adicionalmente, se usó una punta de voltaje y corriente para realizar las mediciones del sensor.

Cabe recalcar que el sensor de corriente es un sensor de efecto hall, el cual se encarga de medir corriente, pero la salida de la medición es en unidades de voltaje (0-5V).

Se diseñó un circuito de alta impedancia de ganancia (Figura 2.28.) uno como paso previo ya que el sensor de corriente presentaba una caída de voltaje al momento de tomar las mediciones.

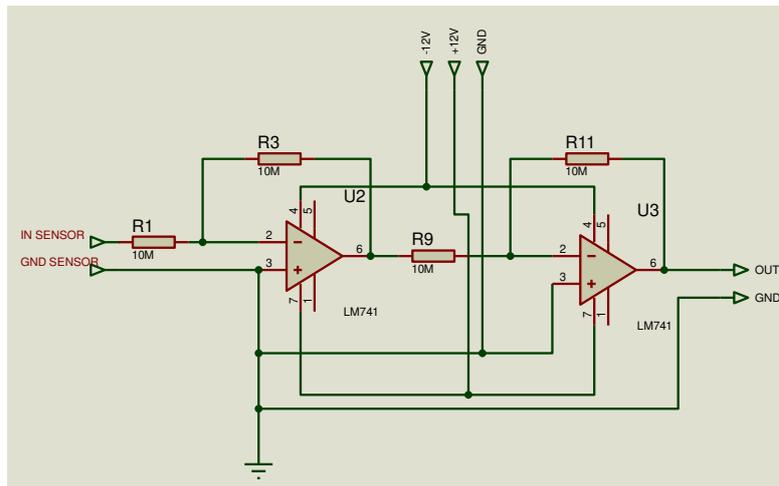


Figura 2.28. Diseño del circuito de alta impedancia para el sensor de corriente.

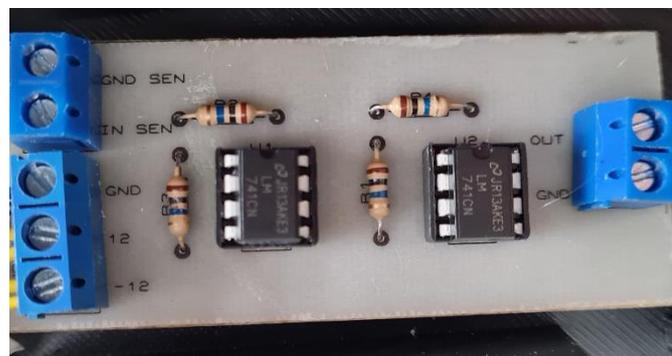


Figura 2.29. Placa del circuito de alta impedancia para del sensor de corriente.

Una vez, solucionado tal inconveniente los resultados obtenidos por el sensor de corriente fueron:

Tabla 2.16. Mediciones del sensor de corriente de la batería.

Velocidad [RPM]	Voltaje Sensor [V]	Corriente sensor [A]
0	0,000341	0,0253
1200	0,008116667	0,307666667
1700	0,0197	0,577666667
2200	0,0353	0,954

2700	0,061266667	1,443333333
3200	0,091266667	2,033333333
3700	0,133	2,786666667
4200	0,176666667	3,81
4700	0,264666667	5,17
5200	0,328	6,396666667
5700	0,406	7,79
6200	0,513666667	9,906666667
6700	0,633333333	11,96666667
7200	0,768333333	14,56666667
8000	1,11	20,23333333

Como se observa en la Tabla 2.16, el voltaje de salida del sensor se encuentra de 0-1,11V respectivamente, por lo tanto, es necesario nuevamente implementar un circuito amplificador de voltaje que se encuentre dentro del rango aceptado por el módulo de entradas analógicas EL3064 (0-10V). Se ha definido como límite máximo de corriente 25 A con el fin de tener un sobredimensionamiento de la medición en caso de que a futuro se desee superar el límite de velocidad establecido el cual es de 8000 RPM.

Tabla 2.17. Mediciones del sensor de corriente de la batería.

Corriente [A]	Voltaje del sensor [V]	Voltaje de amplificación [V]
0 (min)	0,000341	0
25 (máx)	1,35	10

$$V_{amplificacion} = 9,0117 V_{out\ sensor} - 0,00307 \quad (2.8)$$

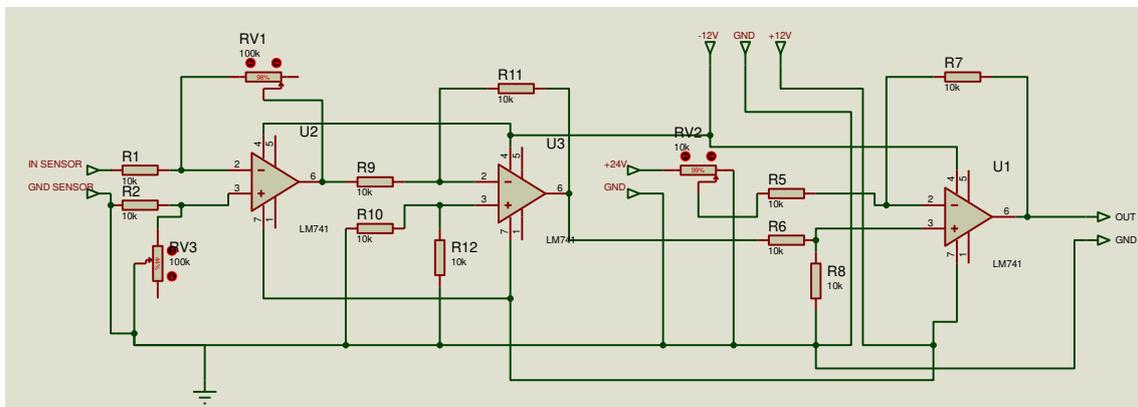


Figura 2.30. Diseño del circuito de acondicionamiento del sensor de corriente.



Figura 2.31. Placa de amplificación del sensor de corriente.

2.1.3 Ensamblaje y montaje de elementos

A continuación, se presentan la conexión real y montaje final de los sensores colocados en el banco de pruebas.

En la Figura 2.32. se indica la conexión real del ESC, Módulo de alimentación y Batería según se indicó en la Figura 2.24.

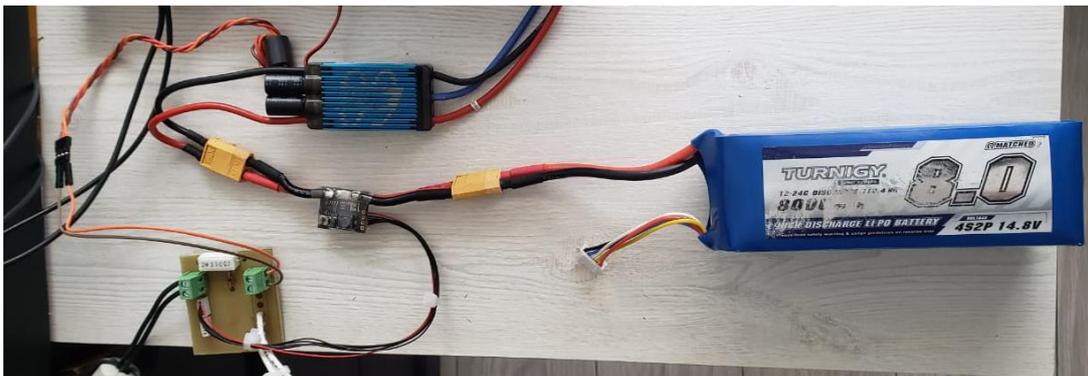


Figura 2.32. Conexión del conjunto ESC, Módulo de alimentación y batería.

Se ha realizado una placa de acondicionamiento para trabajar con una señal PWM de 5V y en la misma placa se colocó pistas para conectar los terminales de medición del Módulo de potencia hacia el IPC de manera más fácil (Figura 2.33.).

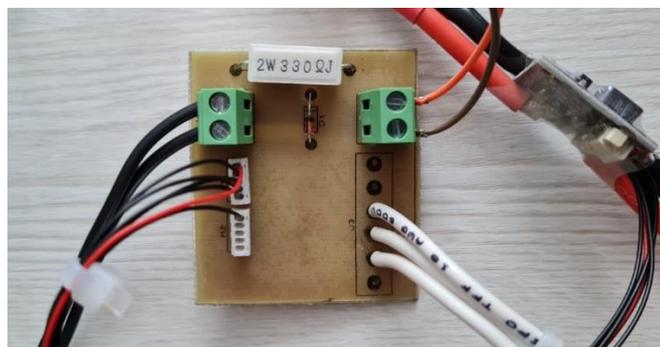


Figura 2.33. Placa de acondicionamiento de la señal PWM y señales del Módulo de alimentación.

En la Figura 2.34. se muestra el ensamblaje y montaje del encoder el cual está conectado a través de un acople (ANEXO D) con el eje del motor. El encoder se colocó sobre la base móvil del banco de pruebas y en la parte posterior se muestra la celda de carga.

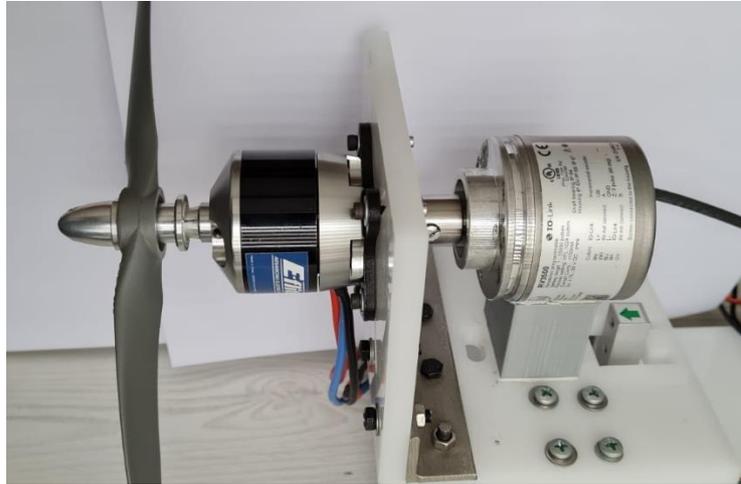


Figura 2.34. Montaje del encoder y celda de carga en el banco de pruebas.

2.2. TABLERO DE CONTROL

Como parte de los objetivos del presente trabajo de titulación se planteó el diseño y construcción de un tablero de control con el cual se pueda manejar de forma local al sistema escogiendo a través del primer selector entre un mando local/remoto, el segundo selector permitirá escoger entre un perfil de potencia fijo o manual y con un potenciómetro se podrá ingresar tal perfil de potencia cuando se encuentre en modo manual y finalmente también se podrá hacer el marcha/paro del sistema a través de pulsadores. También se tiene indicadores visuales como luces piloto para identificar cada modo de funcionamiento.

2.2.1 Diseño y selección de componentes

A partir de las características técnicas de los módulos de E/S del IPC Beckhoff se escogió elementos eléctricos compatibles. Los elementos por usar son: luces piloto, selectores y pulsadores.

El módulo de salidas digitales EL1809 puede adquirir señales con niveles de voltaje de +24V (1L) y 0V (0L), por lo tanto, los pulsadores NA/NC y selectores han sido escogidos para ese nivel de voltaje. Sus características técnicas se indican en las Tablas 2.18, 2.19 y 2.20.



Figura 2.35. Pulsador verde NA

Tabla 2.18. Características técnicas del Pulsador Verde NC [62].

Parámetro	Valor
Diámetro de montaje	22 mm
Color	Verde
Tipo de cabezal	Estándar
Forma del cabezal	Redondo
Número de contactos	1
Tipo de contacto	NA
Material	Plástico
Capacidad eléctrica	3A a 240V 1.9A a 415V



Figura 2.36. Pulsador rojo NC.

Tabla 2.19. Características técnicas del Pulsador Rojo NC [62].

Parámetro	Valor
Diámetro de montaje	22 mm
Color	Rojo
Tipo de cabezal	Estándar
Forma del cabezal	Redondo
Número de contactos	1
Tipo de contacto	NC
Material	Plástico
Capacidad eléctrica	3A a 240V 1.9A a 415V



Figura 2.37. Selector de 2 posiciones.

Tabla 2.20. Características técnicas del Selector [62].

Parámetro	Valor
Diámetro de montaje	22 mm
Tipo de cabezal	Estándar
Forma del cabezal	Redondo
Número de contactos	2
Tipo de contacto	NA
Material	Plástico

El módulo de entradas analógicas EL3064 posee 4 entradas con niveles de voltaje de 0 a +10 V. En este módulo se conectan las señales de los potenciómetros seleccionados, así como también de los sensores analógicos que se usará.



Figura 2.38. Potenciómetro lineal de 5K Ω .

Tabla 2.21. Características técnicas del potenciómetro [63].

Parámetro	Valor
Resistencia	5 k Ω
Característica	Logarítmico
Carga admisible	0.2 W
Sincronismo	± 3 dB/-40 dB
Rotación	300 $^{\circ} \pm 5^{\circ}$
Diámetro del eje	6 mm

Para los elementos indicadores como luces piloto se usa el módulo EL2624 que es para salidas tipo relé de 125 VAC/ 30VDC, por lo tanto, se escogió luces piloto con un voltaje de alimentación de 120 VAC de colores verde, amarillo y rojo.



Figura 2.39. Luz piloto color verde 12mm.

Tabla 2.22. Características técnicas de luces piloto [62].

Parámetro	Valor
Voltaje de alimentación	120 V AC
Diámetro de montaje	12 mm
Tipo de cabezal	Estándar
Forma del cabezal	Redondo
Material	Plástico

En la Figura 2.40. se muestra la disposición de los elementos en el tablero de control y en la Tabla 2.23. se muestra todos los elementos que lo componen, el tablero se encuentra rodeado por canaleta ranurada de 40x40 mm con el fin de guiar el cableado necesario.

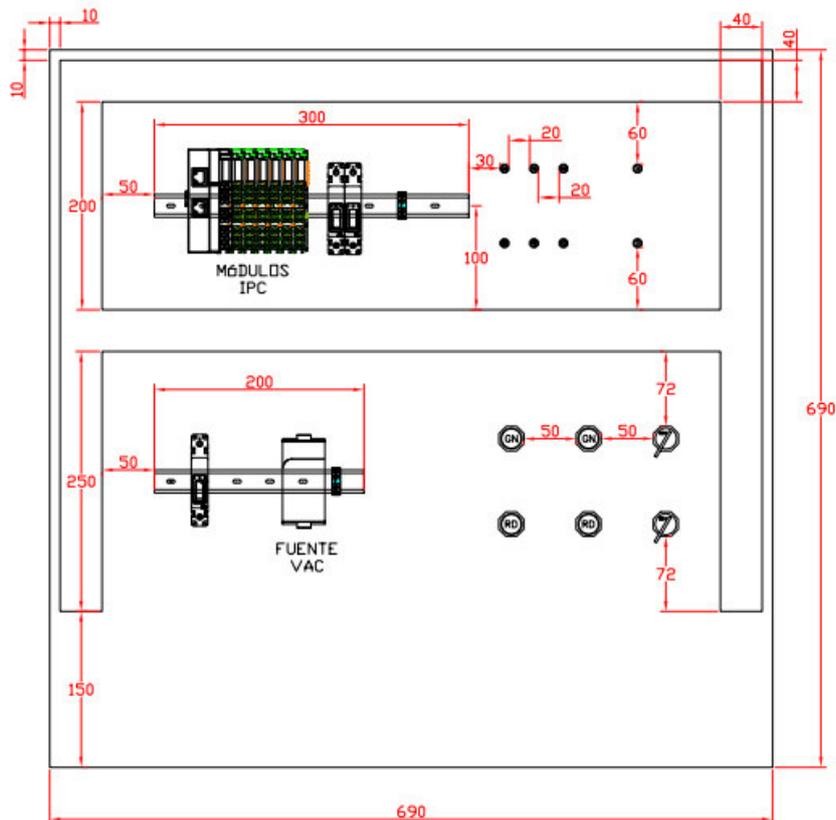


Figura 2.40. Diseño y disposición de los elementos del tablero de control.

Tabla 2.23. Elementos que constituyen el tablero de control.

Cantidad	Elementos
2	Pulsador verde NA
2	Pulsador rojo NC
2	Selector de 2 posiciones
2	Luz piloto verde
2	Luz piloto roja
2	Luz piloto amarilla
2	Potenciómetro
1	Fuente de alimentación SPB-120-24 de 24 VDC
Cantidad	Módulos del IPC
1	EK1818 Módulo concentrador de señales
1	EL5151 Módulo de encoder incremental
1	EL1809 Módulo de 16 entradas digitales
2	EL2624 Módulo de 4 salidas digitales de 125 VAC
1	EI3064 Módulo de 4 entradas analógicas
1	EL2502 Módulo de 2 salidas PWM
3	Fusibles
2	Riel Din

2.2.2 Ensamblaje y montaje de equipos

Una vez establecido los elementos con los que cuenta el tablero de control y la disposición de estos, se construyó la estructura como se puede observar en la Figura 2.41. En la estructura ya se encuentra montados los potenciómetros, selectores, luces piloto, riel din, pulsadores y canaletas en base al diseño de la Figura 2.40.



Figura 2.41. Estructura del tablero de control.

El siguiente paso fue colocar los módulos del IPC junto con la fuente de alimentación de 24 VDC sobre los rieles din y realizar la conexión de los elementos con el IPC. En la Figura 2.42. se muestra un diagrama de las entradas y salidas del computador industrial de manera general, sin embargo, más adelante se detallará la conexión de los elementos del tablero con su módulo correspondiente.

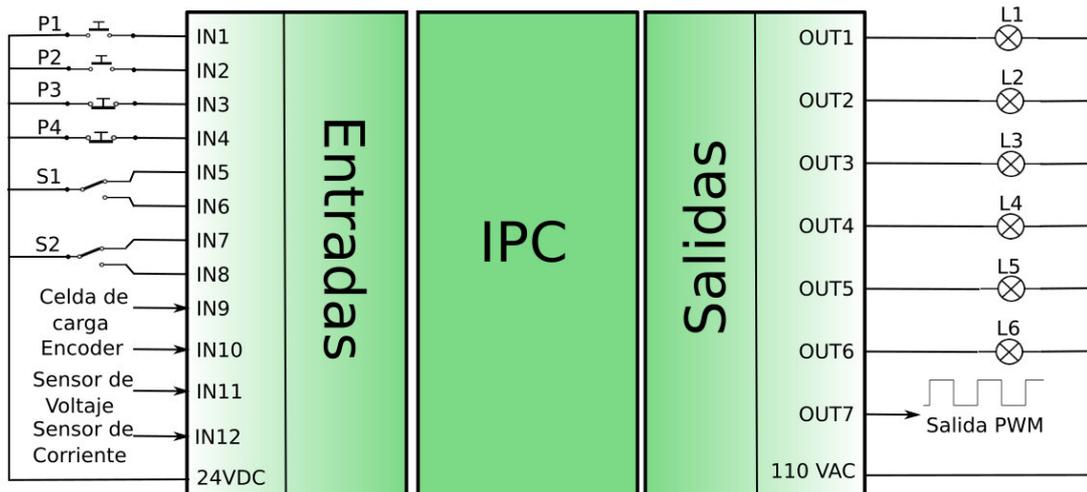


Figura 2.42. Diagrama de entradas y salidas del IPC.

Tabla 2.24. Resumen de las funciones de los elementos de entrada y salida.

Elemento	Función	Entrada/Salida del IPC
P1	Pulsante de paro	Entrada digital 5
P2	Pulsante de marcha	Entrada digital 7
P3	Sin uso	Entrada digital 13
P4	Sin uso	Entrada digital 15
S1.1	Modo Automático	Entrada digital 6
S1.2	Modo Manual	Entrada digital 14
S2.1	Mando Remoto	Entrada digital 8
S2.2	Mando Local	Entrada digital 16
L1	Indicador del mando local	Salida digital 1 (módulo 1)
L2	Indicador del mando Remoto	Salida digital 2 (módulo 1)
L3	Indicador del modo Automático	Salida digital 1 (módulo 2)
L4	Indicador del modo Manual	Salida digital 2 (módulo 2)
L5	Indicador del envío de la referencia	Salida digital 3 (módulo 1)
L6	Indicador del estado del motor	Salida digital 4 (módulo 1)

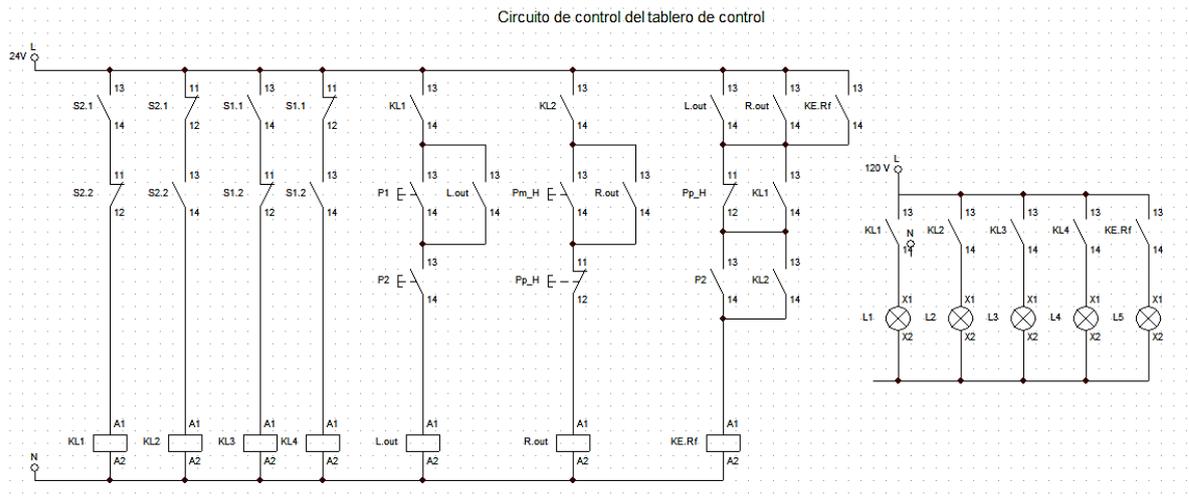


Figura 2.43. Circuito de control del tablero de control.

2.2.2.1 Conexión del Módulo de encoder incremental EL5151

En base a la Tabla 1.3 de características técnicas del módulo EL5151 se indica que los niveles de voltaje para las señales recibidas son de 24 VDC, por lo tanto, el encoder debe trabajar con señales del mismo nivel de voltaje. El encoder se programó de tal manera que las señales generadas tengan la amplitud de voltaje en base a su alimentación la cual es de 24 VDC, siendo este un voltaje de alimentación permitido en base a la Tabla 2.6. Teniendo en cuenta que los niveles de voltaje del módulo y el encoder son los mismos se conecta directamente los canales A y B del encoder hacia el módulo el cual presenta las mismas entradas como se ve en la Figura 2.44.

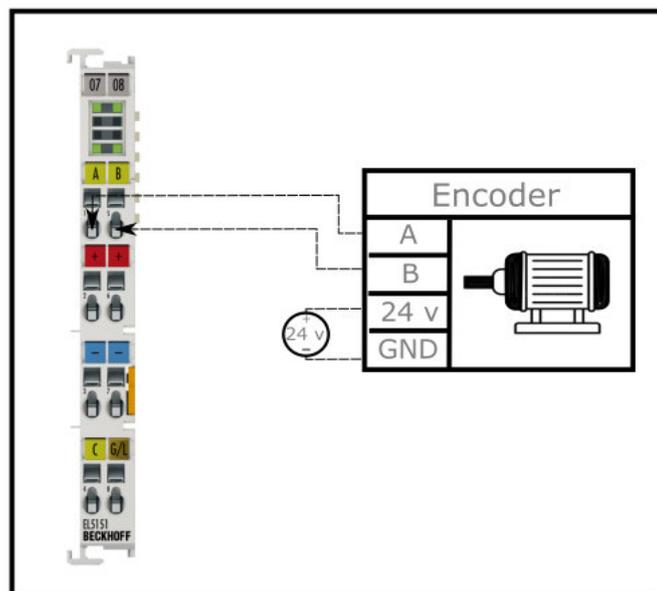


Figura 2.44. Diagrama de conexión entre el encoder y el módulo EL5151.

2.2.2.2 Conexión del Módulo de 16 entradas digitales EL1809

En la Tabla 1.4 que indica las características técnicas del módulo EL1809 indica que para que se reconozca un “1” lógico la señal de entrada debe tener un voltaje de 11 a 30 V y para reconocer el “0” lógico el voltaje debe estar entre -3 a 5 V. Con el fin de cumplir con esta especificación del módulo EL1809 se utilizó la fuente de 24 V permitiendo generar señales de control de 24 V o 0 V, para activar/desactivar las entradas digitales a través de los pulsadores y selectores. El circuito de conexión de las ocho entradas digitales se muestra en la Figura 2.45.

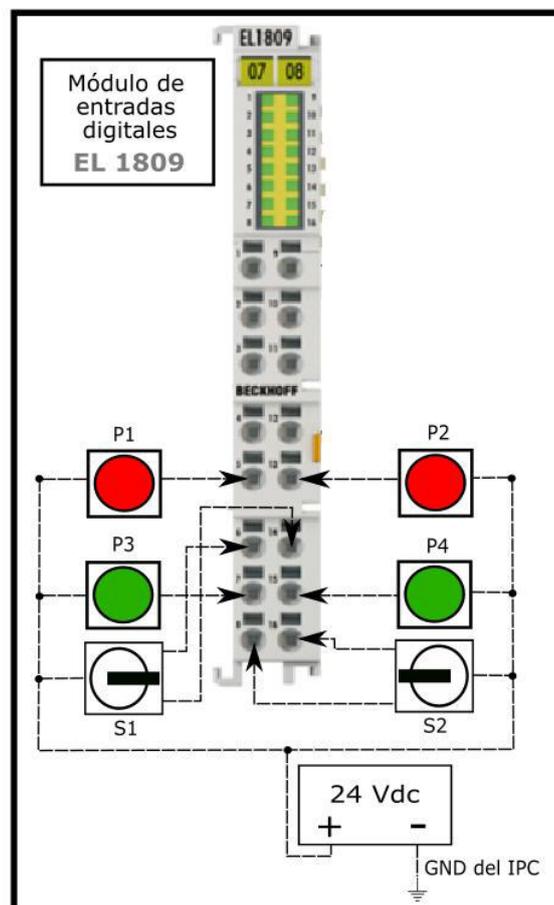


Figura 2.45. Diagrama de conexión de las entradas digitales con el módulo EL1809.

2.2.2.3 Conexión del Módulo de 4 salidas digitales tipo relé de 125 VAC EL2624

En estos dos módulos se conectarán las seis luces piloto las cuales trabajan a 125 VAC. Al revisar la Tabla 1.5. donde se observa las especificaciones del módulo EL2624 se indica que el voltaje de trabajo máximo es de 125 VAC y 0.5 A por lo cual no existe ningún

impedimento para conectar las luces piloto. El circuito de conexión de las luces piloto al módulo se lo muestra en la Figura 2.46.

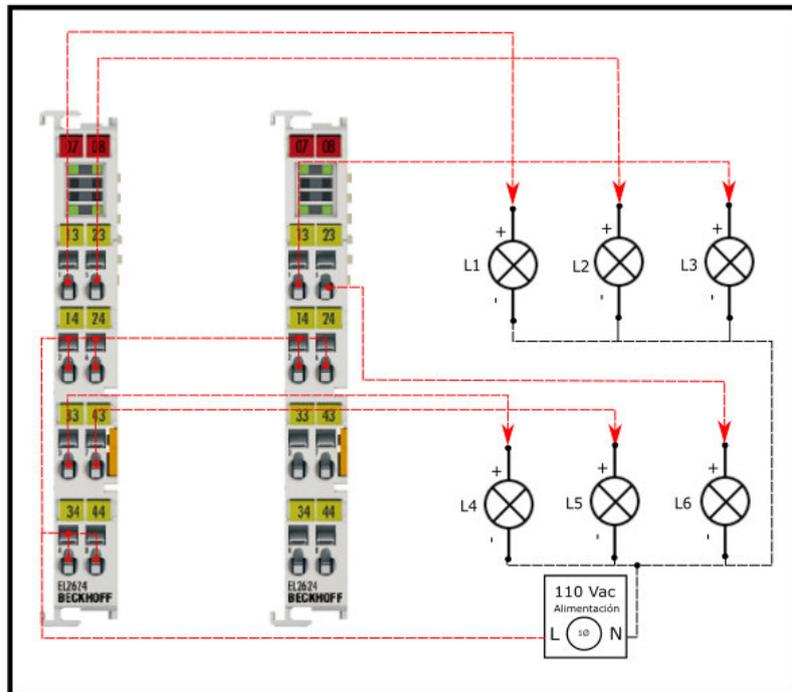


Figura 2.46. Diagrama de conexión del módulo EL1809 con las luces piloto.

2.2.2.4 Conexión del Módulo de entradas analógicas EL3064

El módulo EL3064 se encarga de recibir las señales analógicas del banco de pruebas y del tablero de control. La entrada uno proviene de un potenciómetro, donde el voltaje es transformado en una referencia de potencia manual. La segunda entrada recibe la señal del empuje generado por el conjunto motor-hélice, esta señal es amplificada por el módulo de amplificación AD620 antes mencionado. La tercera entrada recibe la señal analógica que indica el nivel de voltaje de la batería y la cuarta entrada recibe la señal analógica que indica la corriente que consume el motor durante su funcionamiento. El esquema de conexión se muestra en la Figura 2.47.

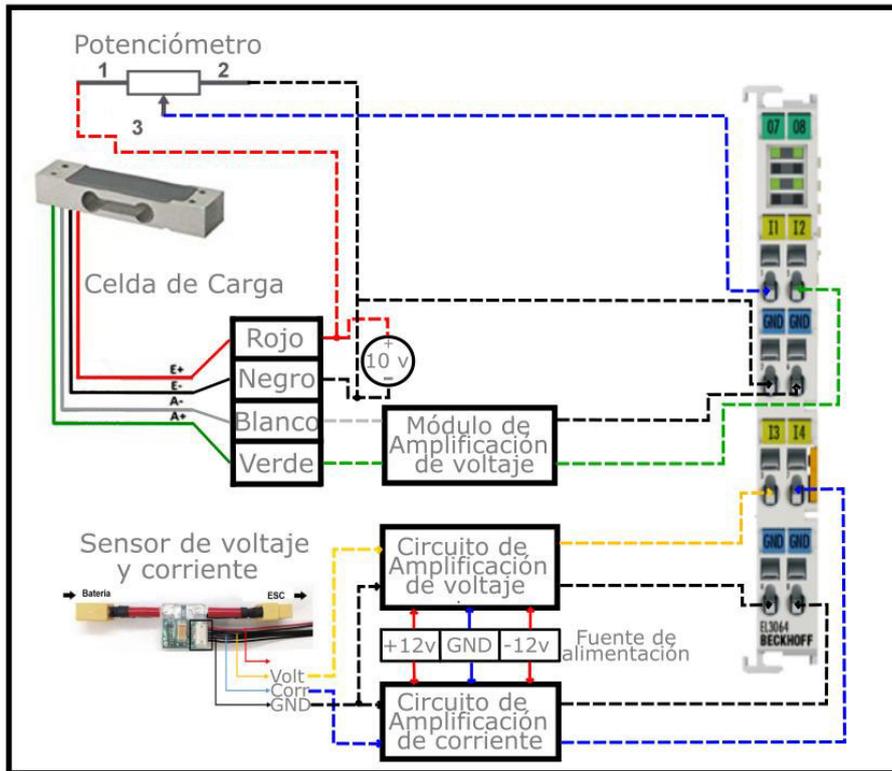


Figura 2.47. Diagrama de conexión de entradas analógicas del módulo EL3064.

Se utiliza una fuente de alimentación de 10 V para la celda de carga y el potenciómetro (Figura 2.46.) la cual proviene de la fuente principal Autonics de 24 V, sin embargo, para reducir el voltaje a 10 V se utiliza un módulo regulador de voltaje DC/DC XH-M133.

2.2.2.5 Conexión del Módulo de 2 salidas PWM EL2502

El módulo EL2502 se encarga de generar la señal de control PWM, en su modo de operación más básico permite generar una PWM con una frecuencia que va desde el 1 Hz hasta los 125 KHz como se muestra en la Tabla 1.7. y permite variar la relación de trabajo de la señal del 0 al 100%. Ya que este módulo se conecta con el ESC es necesario colocar un circuito que reduzca la amplitud de la señal PWM de 24V a 5V. El cátodo del diodo Zener se conecta con el cable de color naranja y el ánodo del diodo Zener se conecta con el cable color café del ESC como se observa en la Figura 2.48.

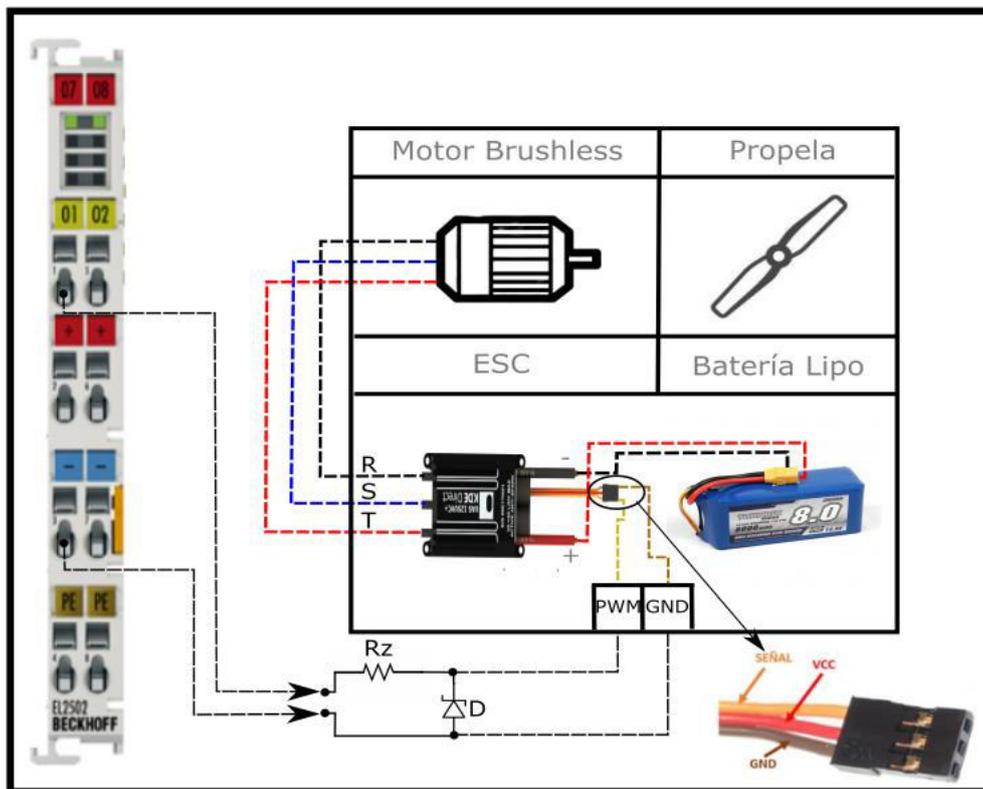


Figura 2.48. Diagrama de conexión del ESC con el módulo de salida PWM EL2502.

2.3. IDENTIFICACIÓN Y SIMULACIÓN DE LA PLANTA

La identificación de una planta consiste en encontrar un modelo matemático que puede ser una función de transferencia que tenga una respuesta igual o similar a la planta real implementada con todos sus componentes en funcionamiento. El proceso de identificación se puede realizar a través de cálculos matemáticos o a través de pruebas experimentales en donde los datos obtenidos son procesados por herramientas computacionales. Cabe recalcar que para ambos casos es necesario realizar mediciones a la entrada y salida de la planta en lazo abierto ante una entrada tipo paso para así encontrar una función de transferencia que represente a la planta.

2.3.1 Identificación de la planta

En este trabajo de titulación la planta a identificar será el conjunto ESC-Motor-Propela y se considera a este conjunto como una caja negra debido a la falta de información que proporciona el fabricante del ESC comercial con el que se cuenta, ya que sin tal información es difícil identificar el modelo del elemento a través de cálculos matemáticos. De igual forma, para obtener un modelo matemático de la propela es necesario conocer algunos parámetros del motor a usar, coeficientes propios de la propela, así como también la

velocidad del viento, sin embargo, al ser un banco de pruebas estático este último parámetro no podría ser obtenido.

2.3.1.1 Planta ESC-Motor-Propela

Como se mencionó anteriormente, se tomará al conjunto ESC-Motor-Propela como una caja negra donde la entrada de la planta será la velocidad de referencia y la salida, la velocidad medida. Cabe destacar que el ESC únicamente recibe una señal PWM para su funcionamiento y esta señal es actualmente generada por el módulo EL2502. Este módulo permite controlar la relación de trabajo de la PWM que va del 0% al 100 % en base a un registro entero sin signo de 16 bits (0-32767), sin embargo, el ESC debe recibir una señal PWM con características específicas donde la frecuencia de la señal debe ser de 50 Hz (lo que indica que la señal tiene un periodo de 20 ms) y debe trabajar con una relación de trabajo que se encuentre entre 1.1 ms a 1.9 ms.

Se realizaron pruebas experimentales sin carga, es decir, sin propela; ingresando como referencia valores de registro de PWM que acepta el módulo EL2502. Se escogieron 15 valores y de cada uno de ellos se tomó 5 mediciones de velocidad de salida usando el encoder RV3500 y un tacómetro SFK TKRT10. Finalmente se realizó un promedio de cada grupo de mediciones, se calculó el porcentaje de error obtenido entre la medición del tacómetro y el encoder para cada uno de los valores de registro de PWM tomado como setpoint y el porcentaje de error total de la prueba.

Tabla 2.25. Velocidad medida sin carga para los distintos setpoints del registro de la PWM (a).

Registro PWM	1970	1994	2018	2042
Tacómetro	1429,2	2233,2	3040,1	3719
	1423,4	2234	3054,1	3721,3
	1427	2230,2	3075,1	3720,1
	1428,8	2240,1	3078,6	3719,6
	1431,1	2233,4	3076,6	3721,7
Promedio Tacómetro	1427,9	2234,18	3064,9	3720,34
Encoder	1427,224	2226,7893	3038,348	3717,978
	1423,226	2234,785	3054,339	3721,976
	1431,2218	2226,7893	3074,3283	3721,976
	1435,2196	2238,7827	3078,326	3717,9782
	1427,224	2242,7805	3074,3283	3721,976
Promedio Encoder	1428,82308	2233,98536	3063,93392	3720,37684
% Error	0,064645984	0,00871192	0,03152077	0,00099023

Tabla 2.26. Velocidad medida sin carga para los distintos setpoints del registro de la PWM (b).

Registro PWM	2066	2090	2114	2138
Tacómetro [RPM]	4372,8	4903,8	5425,3	5942,1
	4369	4916,4	5411,5	5951,3
	4364,9	4906,9	5417,4	5953,2
	4365,2	4920,7	5413	5963,5
	4372,5	4897,5	5434,1	5962,1
Promedio Tacómetro	4368,88	4909,06	5420,26	5954,44
Encoder [RPM]	4373,622	4905,3325	5425,0502	5944,7658
	4369,0624	4917,326	5413,0566	5952,763
	4365,626	4905,3325	5417,0546	5952,763
	4365,626	4921,324	5413,0566	5964,757
	4373,622	4897,337	5433,046	5960,759
Promedio Encoder	4369,51168	4909,3304	5420,2528	5955,16156
% Error	0,01445863	0,00550818	0,00013283	0,01211802

Tabla 2.27. Velocidad medida sin carga para los distintos setpoints del registro de la PWM (c).

Registro PWM	2162	2186	2210	2234
Tacómetro [RPM]	6428,3	6774,1	7065,4	7328,8
	6438,5	6765,8	7057,2	7322,2
	6425,9	6780,7	7064,7	7331,7
	6420,8	6776	7062,9	7315,7
	6436,7	6784,6	7069,3	7327,3
Promedio Tacómetro	6430,04	6776,24	7063,9	7325,14
Encoder [RPM]	6428,5043	6772,3173	7064,1586	7328,0156
	6436,5	6764,322	7056,163	7320,0195
	6424,507	6780,313	7064,1586	7332,013
	6420,509	6776,3154	7060,161	7316,022
	6436,5	6784,311	7068,1567	7328,0156
Promedio Encoder	6429,30406	6775,51574	7062,55958	7324,81714
% Error	0,01144534	0,010688228	0,01897564	0,00440756

Tabla 2.28. Velocidad medida sin carga para los distintos setpoints del registro de la PWM (d).

Registro PWM	2258	2282	2306
Tacómetro [RPM]	7533,3	7747	8019,5
	7527	7751,7	8035,1

	7538,6	7755,2	8010,5
	7535,3	7753	8045,3
	7524	7755,7	8023,8
Promedio Tacómetro	7531,64	7752,52	8026,84
Encoder [RPM]	7531,905	7743,7895	8019,639
	7527,9067	7751,785	8031,633
	7539,9003	7755,7827	8011,6435
	7535,9023	7751,785	8043,6264
	7523,9086	7755,7827	8023,637
Promedio Encoder	7531,90458	7751,78498	8026,03578
% Error	0,00351291	0,00948105	0,01001914
%Error total	0,01661466		

Los resultados obtenidos de esta prueba muestran que tanto el encoder como el tacómetro tienen medidas muy similares validando así el correcto funcionamiento del encoder y dando como resultado un error total de las mediciones a lo largo de la prueba de 0.0116%.

Se realizó una prueba similar a la anterior pero ahora con carga, es decir, con la propela colocada en el eje del motor. Los resultados se indican en la Tabla. 2.29-2.32.

Tabla 2.29. Velocidad medida con carga para los distintos setpoints del registro de la PWM (a).

Registro PWM	1970	1994	2018	2042	2066	2090	2114
Tacómetro	1197,3	1682,1	2124,7	2473,5	2804,4	3124,5	3378,9
	1196,3	1684,8	2122,3	2488,3	2806	3128,7	3381,5
	1200,4	1688,2	2119,2	2481,7	2798,7	3129,2	3379,8
	1198,8	1688,3	2123,7	2481,9	2807,4	3118,4	3380,9
	1196,4	1687,3	2122,6	2479,8	2800,1	3124,2	3387,5
Promedio	1197,84	1686,14	2122,5	2481,04	2803,32	3125	3381,72

Tabla 2.30. Velocidad medida con carga para los distintos setpoints del registro de la PWM (b).

Registro PWM	2138	2162	2186	2210	2234	2258	2282
Tacómetro	3646,9	3922,5	4131,8	4346,5	4551,7	4746,6	4927,5
	3646,9	3918,7	4130,5	4346,7	4557	4740,4	4921,7
	3635,9	3922,1	4122	4335	4553	4748,9	4924,8
	3639,3	3920,7	4129,9	4346,9	4553,4	4742,9	4932,6
	3640,1	3924	4135,7	4343,4	4552,9	4740,2	4934,8
Promedio	3641,82	3921,6	4129,98	4343,7	4553,6	4743,8	4928,28

Tabla 2.31. Velocidad medida con carga para los distintos setpoints del registro de la PWM (c).

Registro PWM	2306	2330	2354	2378	2450	2498	2546
Tacómetro	5112,2	5282,8	5415	5580,7	5979,7	6227	6484,2
	5111	5275,7	5428,5	5581,1	5981,5	6229,7	6486,8
	5107,9	5277	5417,1	5580,8	5977,7	6225,8	6489,4
	5106,5	5274,8	5424,3	5581	5987,5	6219,9	6484,6
	5106,9	5283,5	5427,3	5580,9	5981,3	6222	6487,5
Promedio	5108,9	5278,76	5422,44	5580,9	5981,54	6224,88	6486,5

Tabla 2.32. Velocidad medida con carga para los distintos setpoints del registro de la PWM (d).

Registro PWM	2594	2642	2690	2738	2786	2834	2882
Tacómetro	6713,7	7028,7	7398	7773,3	8121,3	8448,1	8804,8
	6713	7024,3	7405	7773	8115,1	8450	8809,1
	6721,8	7021,6	7401,9	7776,7	8112,7	8456,5	8810
	6728,8	7024,7	7398,7	7766,2	8117,8	8458,4	8805,7
	6722,5	7017,1	7399,6	7779,5	8116	8461,9	8807,6
Promedio	6719,96	7023,28	7400,64	7773,74	8116,58	8454,98	8807,44

Debido a razones de seguridad y para no comprometer la integridad mecánica del banco de pruebas se limitó a trabajar hasta una relación de trabajo de 1.6893 ms (2767 en valor de Registro PWM) en donde el valor de velocidad obtenido es aproximadamente de 8000 RPM siendo esta la velocidad máxima de operación del sistema.

En la Tabla 2.33 y en la Figura 2.49. se muestra el rango de valores de tiempo de la PWM escogidos donde el valor mínimo de la PWM se mantiene según la configuración del ESC en 1.1 ms y el máximo en 1.6893 ms debido a las razones mencionadas anteriormente.

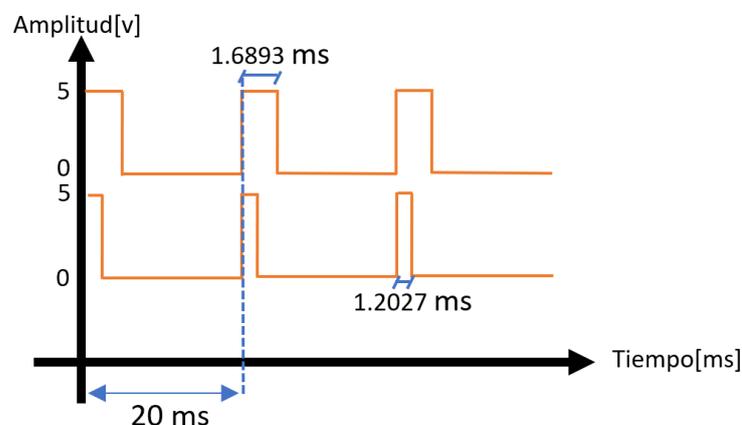


Figura 2.49. Rango de la señal PWM a utilizarse.

A través de pruebas se notó que el motor no se mueve inmediatamente a partir de 1.1 ms, sino a partir de una relación de trabajo de 1.2027 ms. Esto se debe a que el motor necesita magnetizarse con un cierto nivel de voltaje para empezar a moverse y así romper la inercia.

Tabla 2.33. Rango de valores del registro de la PWM.

Tiempo	Valor del registro del módulo EL2502 (PWM)	Relación de trabajo
1,1 ms (mínimo)	1802	0%
1,2027 (mínimo para romper inercia)	1970	12.82%
1,6893 ms (máximo)	2767	73.66%

En la Figura 2.50. se graficaron las mediciones de velocidad promedio obtenidas por el tacómetro que se muestran en las Tablas 2.29 a la 2.32 vs el registro de PWM, en donde se observa el aumento de velocidad a medida que se aumenta el valor del registro de la PWM.

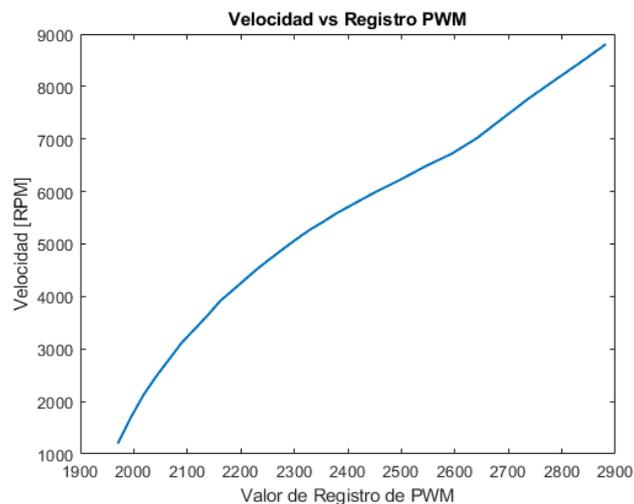


Figura 2.50. Gráfica de velocidad vs el valor de registro de la PWM

Con el software de Matlab se graficó los datos reales obtenidos de velocidad y registro de PWM (Figura 2.51.) y se encontró la ecuación de la curva más aproximada a la curva real con el objetivo de transformar los setpoints de valor del registro de la PWM a setpoints de velocidad. Una vez realizado este proceso se puede identificar la planta con entrada de velocidad y salida de velocidad. Cabe recalcar que la ecuación aproximada de registro de PWM a velocidad solo funciona en el rango de velocidad de 0 a 8800 RPM, fuera de este rango no es posible asegurar una correcta extrapolación.

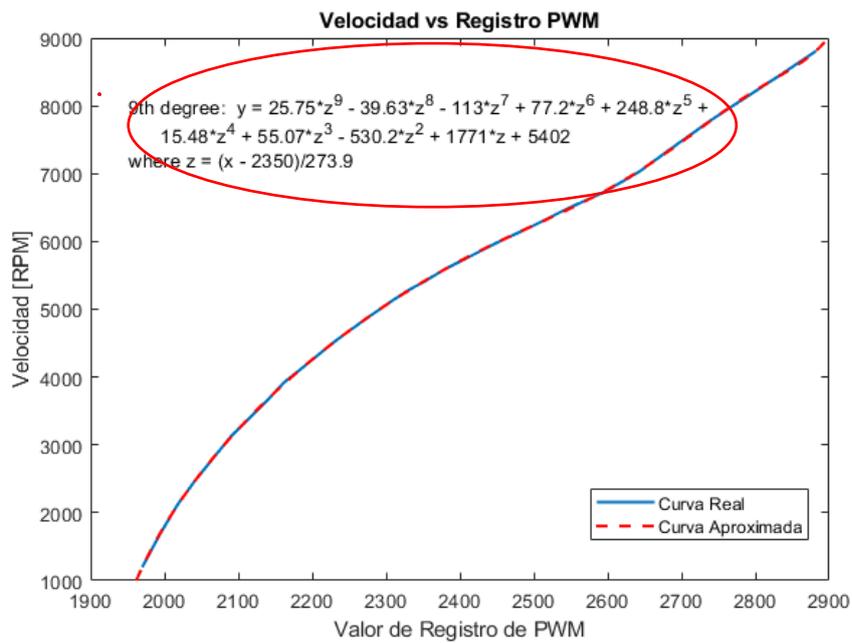


Figura 2.51. Grafica de velocidad vs el valor de registro de la PWM con su respectiva curva aproximada.

El software de TwinCAT 3 cuenta con una herramienta para observar el cambio de las variables en tiempo real y almacenar las mediciones a través de Excel, esta herramienta se conoce como Scope View Professional (Anexo B).

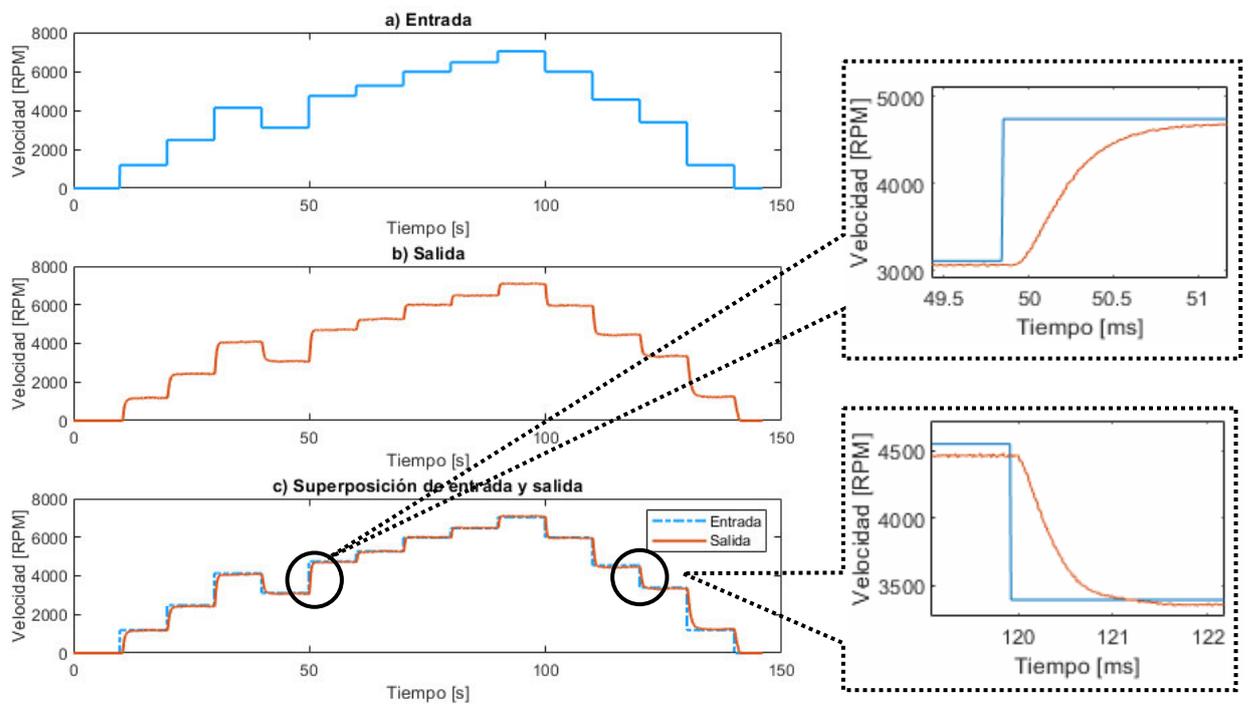


Figura 2.52. Señales de entrada y salida de velocidad.

Se procedió a ingresar distintos valores de referencia como entradas tipo paso produciendo el aumento o disminución de velocidad en el motor brushless, ambas variables fueron registradas y guardadas en un archivo de Excel. Posteriormente con Matlab se graficaron las mediciones de entrada y salida de velocidad como se ve en la Figura **2.53**.

Con la herramienta “Ident” de Matlab se halla la función de transferencia de la planta en base a los datos previamente obtenidos. Se estimó varias funciones de transferencia con el fin de compararlas y escoger la de mejor porcentaje de ajuste. Se consideró funciones de transferencia de segundo a cuarto orden en el denominador y de primer orden en el numerador dadas por las Ecuaciones 2.8, 2.9 y 2.10.

Planta candidata de segundo orden con retardo:

$$Gp_1 = \frac{0.99716 e^{-0.0065s}}{0.0003741s^2 + 0.6822s + 1} \quad (2.8)$$

Planta candidata de tercer orden con retardo:

$$Gp_2 = \frac{0.9975 e^{-0.00642s}}{2.644 * 10^{-8}s^3 + 0.02644 s^2 + 0.479s + 1} \quad (2.9)$$

Planta candidata de cuarto orden:

$$Gp_3 = \frac{2.7310 * 10^4}{s^4 + 76.27s^3 + 1586 s^2 + 1.488s + 2.738 * 10^4} \quad (2.10)$$

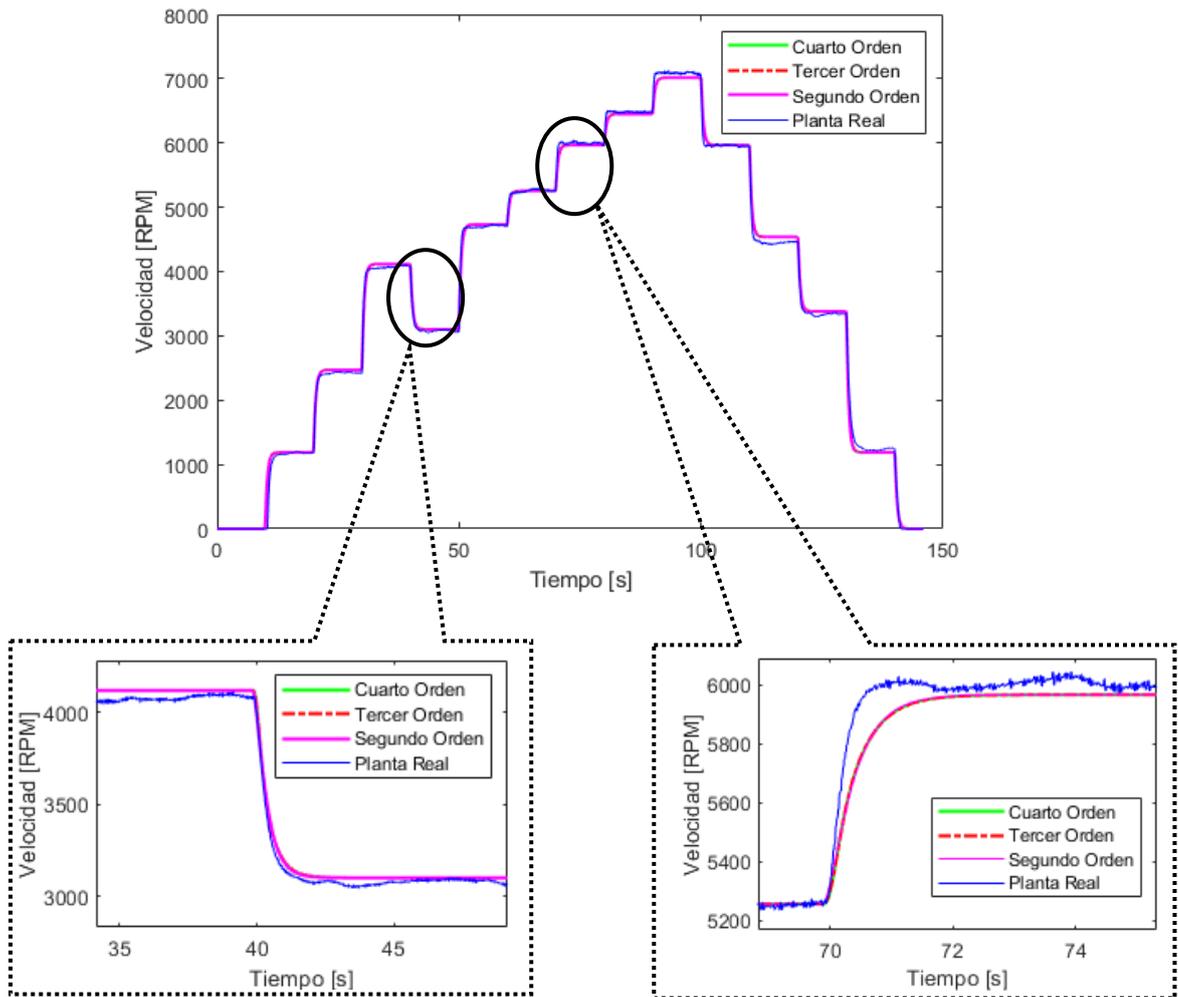


Figura 2.53. Identificación del modelo de la planta ESC-Motor-Propela.

Tabla 2.34. Porcentajes de ajuste obtenidos en el proceso de identificación.

Función de transferencia	Ajuste [%]
Segundo orden	95.81
Tercer orden	96.35
Cuarto orden	96.35

De acuerdo con los datos de la Tabla 2.34, se establece que no existe una diferencia considerable entre las funciones de transferencia candidatas ya que poseen porcentaje de similitud muy cercanos a la planta real. Sin embargo, se representará al sistema como una función de tercer orden con retardo (Ecuación 2.8.) debido a que esta es la que posee mayor porcentaje de similitud.

Para la etapa de validación también se utiliza la herramienta “Ident”, donde se utilizó una referencia distinta a la de la etapa de identificación. Los resultados se muestran en la Figura

2.54. Se puede observar que la función de transferencia de tercer orden presenta un porcentaje de ajuste del 90.97%.

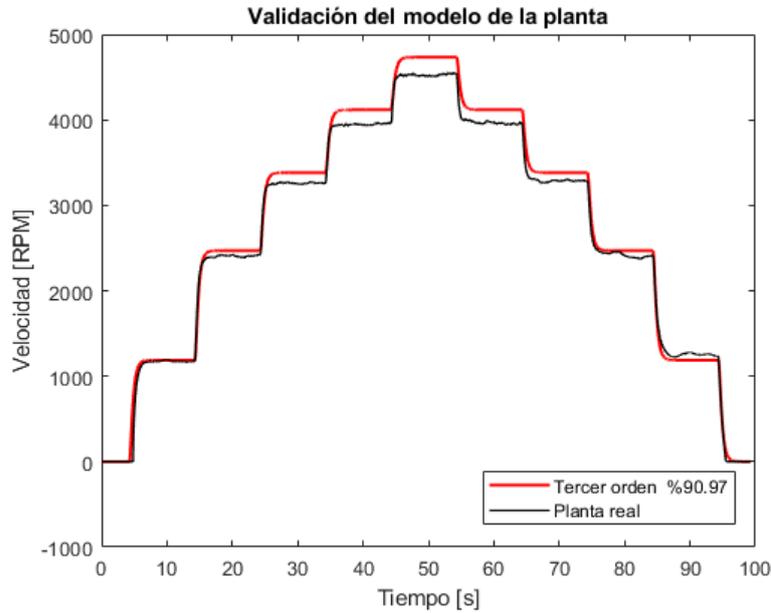


Figura 2.54. Validación de la planta que conforma el conjunto ESC-Motor-Propela.

2.3.2 Simulación de la planta ESC – Motor – Propela

Una vez escogida la función de transferencia que representa a la planta, se procedió a simularla en el software de Matlab/Simulink. Se realizó la simulación ante cambios de referencia tipo paso y en lazo abierto para observar el comportamiento de la misma.

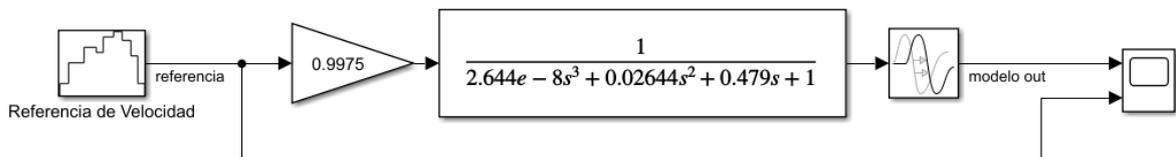


Figura 2.55. Simulación de la planta en lazo abierto ante cambios de referencia tipo paso.

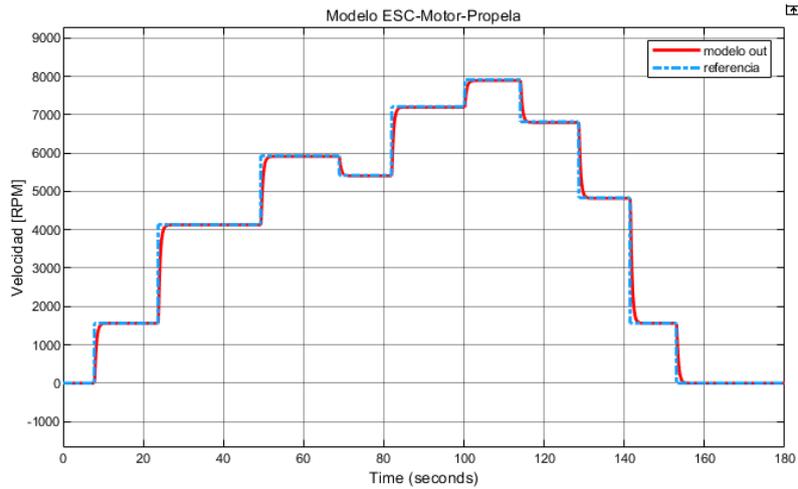


Figura 2.56. Respuesta de la planta en lazo abierto ante diferentes entradas de velocidad tipo paso.

En la Figura 2.56. se puede evidenciar que la respuesta de la planta tiene un error de posición casi imperceptible ya que no alcanza la referencia propuesta. Sin embargo, su comportamiento es similar a la dinámica de la referencia.

2.4. DISEÑO DE CONTROLADORES

2.4.1 Esquema de control en cascada

En base a los objetivos planteados en el presente trabajo de titulación se busca diseñar un esquema de control en cascada (Figura 2.57.) donde el lazo de control externo del esquema en cascada, basado en un controlador PI, se encarga de controlar la variable de potencia y proporciona la referencia para el lazo interno, el cual a su vez mediante un controlador PI se encarga de controlar la variable de velocidad, tal como se muestra en la Figura 2.57.

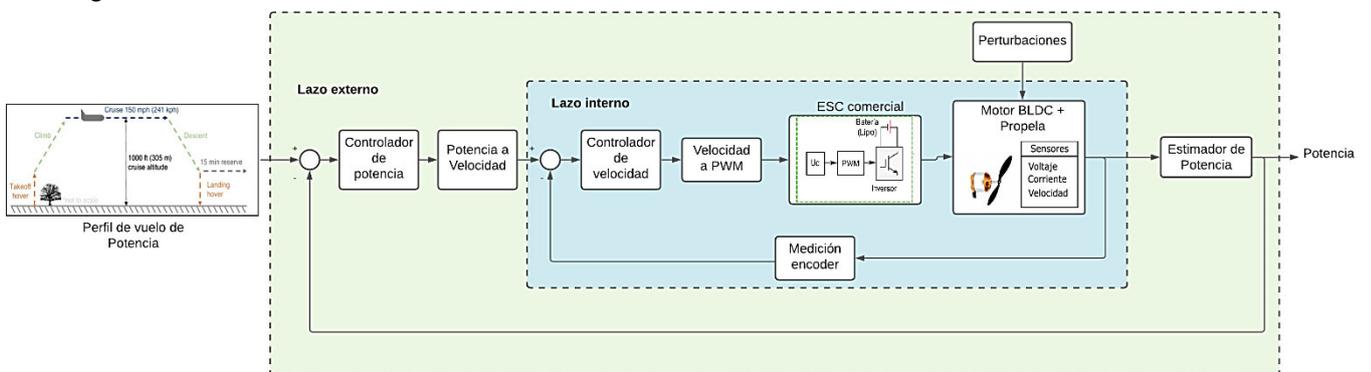


Figura 2.57. Esquema de control cascada propuesto.

Nótese que existen bloques adicionales en los lazos de control los cuales se explicarán a detalle más adelante.

2.4.1.1 Diseño del control interno de velocidad

En la Figura 2.58. se encuentra el lazo de control conformado por el controlador PI, la planta (conjunto ESC-Motor-Propela), la medición del encoder y un bloque extra llamado "Velocidad a PWM". Este último bloque tiene como función transformar el valor de la señal de control, proveniente del PI que se encuentra en unidades de velocidad, a un valor de 0 a 32767 el cual es el rango aceptado por el registro interno del módulo EL2502 encargado de generar la señal PWM. Estrictamente dicho registro es un tipo de dato entero sin signo de 16 bits.

En la Figura 2.59. se encuentran graficados los valores de registro de la PWM en función de las mediciones de velocidad promedio obtenidas por el tacómetro (Tablas 2.28 a la 2.31).

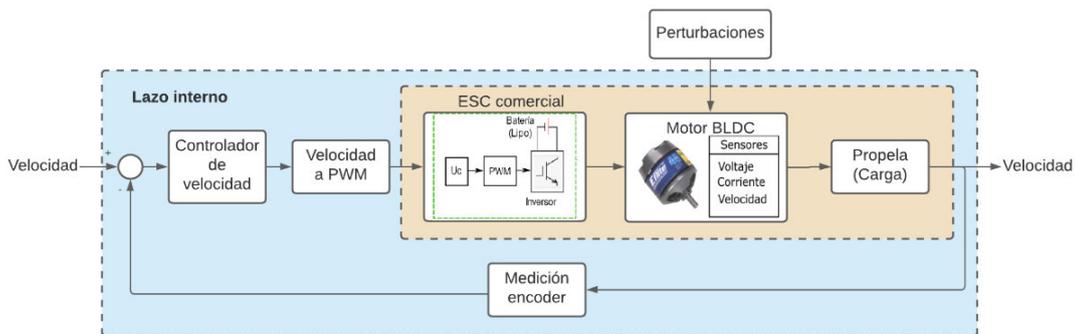


Figura 2.58. Lazo de control interno de velocidad.

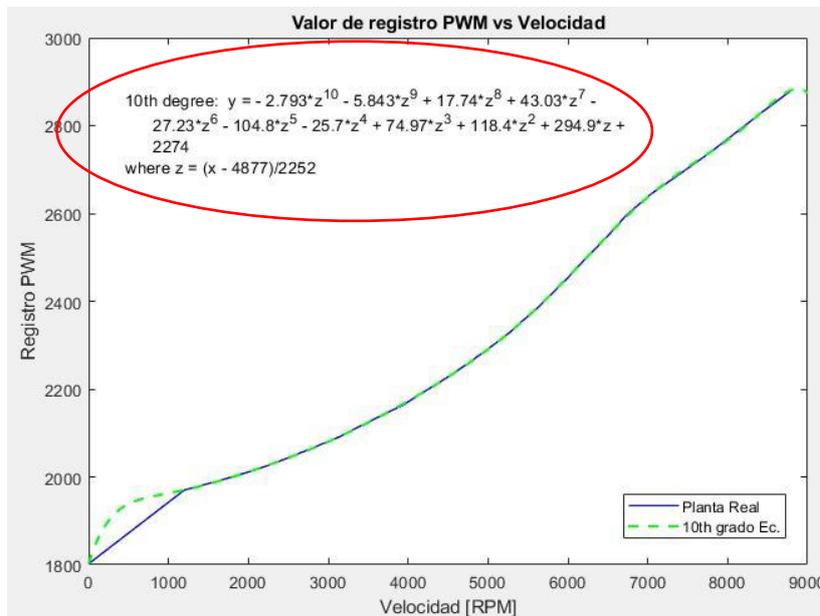


Figura 2.59. Obtención de la ecuación que conforma al bloque velocidad a PWM.

La ecuación que se observa en la Figura 2.59., es la que mejor se aproximó a la curva de datos reales siendo esta una ecuación de décimo orden. Cabe destacar que esta ecuación

únicamente se utiliza dentro de la programación del lazo de control interno de velocidad de la planta real ya que permite adecuar el valor del controlador para que este sea entendido por el ESC, mientras que en simulación se da por hecho que el ESC puede comprender la acción de control en unidades de velocidad.

Una vez obtenido el bloque “Velocidad a PWM” se procede a diseñar el controlador PI para el lazo interno de velocidad tomando como referencia el libro “Handbook of PI and PID Controller Tuning Rules” [27], en el cual se resumen las diferentes técnicas de sintonización usadas en la industria para procesos SISO con tiempo muerto.

Previamente se ha obtenido la función de transferencia que describe a la planta ESC-Motor-Propela la cual está descrita en la Ecuación 2.8 cuyo modelo es de Tercer Orden con Retardo (TOSPD por sus siglas en inglés). En base a [27], dicha función de transferencia corresponde a la estructura que se muestra en la ecuación 2.11.

$$G_m = K_m \frac{1 + b_1s + b_2s^2 + b_3s^3}{1 + a_1s + a_2s^2 + a_3s^3} e^{-\tau_m s} \quad (2.11)$$

El método robusto sugerido para la sintonización de PI es el establecido por Marchetti y Scali (2000) [27], el cual se presenta en la Tabla 2.35.

Tabla 2.35. Parámetros de sintonización de un controlador PI por el Método Marchetti y Scali [27].

Controlador	Parámetro de Ajuste	Ecuación	Recomendación
Proporcional + Integral	K_p	$\frac{a_1 + 0.5\tau_m}{(3\lambda + \tau_m)K_m}$	$b_1 = b_2 = b_3 = 0$
	τ_i	$a_1 + 0.5\tau_m$	

Donde los parámetros a_1, τ_m, K_m son valores dados por la planta y λ es un parámetro de ajuste manual que se encarga reducir o aumentar el K_p afectando en los índices de desempeño y robustez como lo son el sobre impulso, tiempo de subida y tiempo de establecimiento. En base a lo antes mencionado se estableció un valor de $\lambda = 0.255$.

$$K_p = \frac{0.479 + 0.5(0.00642)}{(3 * 0.255 + 0.00642)0.9975}$$

$$K_p = 0.626$$

$$\tau_i = 0.479 + 0.5 * (0.00642)$$

$$\tau_i = 0.4822$$

La respuesta del sistema con el PI establecido presentó un tiempo de establecimiento de 3.11 segundos, tiempo de subida de 1.64 segundos y no presentaba sobre impulso, sin embargo, con el fin de mejorar el tiempo de establecimiento y reducirlo se ajustaron los parámetros del controlador a los siguientes:

$$K_p = 0.6264$$

$$\tau_i = 0.3858$$

La respuesta con los nuevos parámetros posee un tiempo de establecimiento de 2.06 segundos, un tiempo de subida de 1.18 segundos y no presenta sobre impulso.

Finalmente, el controlador PI para el lazo interno de velocidad queda de la siguiente forma:

$$G_{cv}(s) = 0.6264 \left(1 + \frac{1}{0.3858s} \right) \quad (2.12)$$

2.4.1.2 Diseño del control externo de potencia

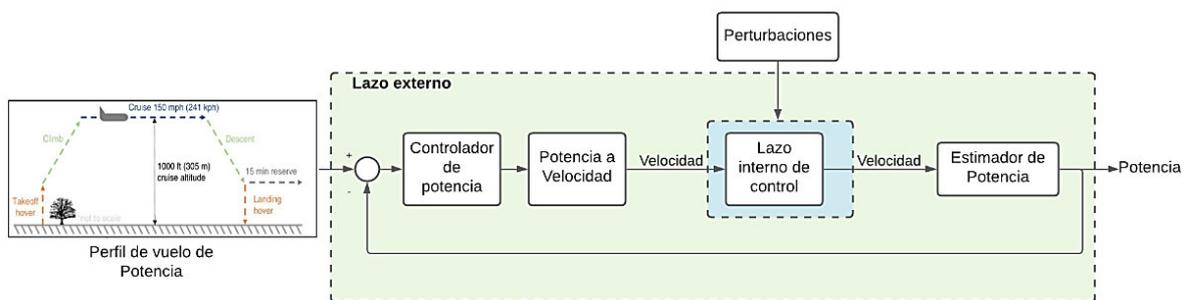


Figura 2.60. Lazo de control externo de potencia.

En la Figura 2.60. se indica el diagrama del lazo de control externo de potencia en donde la planta ahora constituye el conjunto conformado a todo el lazo interno de control de velocidad incluyendo el controlador, el bloque de transformación de Velocidad a PWM, la planta (ESC-Motor-Propela) y el bloque de medición del encoder. Nótese que se tiene un bloque llamado “Potencia a Velocidad” y otro llamado “Estimador de Potencia”, el primero servirá para estimar los valores de salida del controlador de potencia a valores de velocidad en términos de PWM requeridos por el ESC y el segundo para estimar los valores del lazo interno de velocidad a potencia. Los detalles de lo mencionado anteriormente se explican a continuación.

El bloque “Estimador de Potencia” es necesario para relacionar la velocidad con potencia debido a que la salida del controlador de velocidad está en unidades de velocidad respectivamente y para la correcta realimentación del sistema se debe estimar la potencia usando la velocidad para así poder cerrar el lazo de control de potencia manteniendo las mismas relaciones entre las variables. Para ello se realizaron pruebas en donde se

colocaron distintas referencias de velocidad y en cada una de ellas se tomaron cinco mediciones de corriente para observar su comportamiento como se muestra en las tablas 2.36 - 2.39.

Tabla 2.36. Mediciones de corriente para cada una de las distintas referencias de velocidad(a).

Velocidad	Corriente	Promedio
0	0,0253	0,0253
	0,0247	
	0,0256	
	0,0253	
	0,0253	
1200	0,031	0,03378
	0,039	
	0,033	
	0,031	
	0,0349	
1700	0,246	0,2464
	0,252	
	0,248	
	0,247	
	0,239	
2200	0,563	0,5592
	0,582	
	0,573	
	0,543	
	0,535	

Tabla 2.37. Mediciones de corriente para cada una de las distintas referencias de velocidad(b).

Velocidad	Corriente	Promedio
2700	1,075	1,0668
	1,059	
	1,049	
	1,09	
	1,061	
3200	1,509	1,523
	1,563	
	1,502	
	1,531	
	1,51	

3700	2,325	2,3014
	2,254	
	2,354	
	2,317	
	2,257	
4200	3,41	3,3978
	3,366	
	3,422	
	3,404	
	3,387	

Tabla 2.38. Mediciones de corriente para cada una de las distintas referencias de velocidad(c).

Velocidad	Corriente	Promedio
4700	4,563	4,5806
	4,607	
	4,519	
	4,651	
	4,563	
5200	5,983	5,9674
	5,974	
	5,97	
	5,928	
	5,982	
5700	7,735	7,6852
	7,612	
	7,686	
	7,701	
	7,692	
6200	9,825	9,76
	9,736	
	9,751	
	9,724	
	9,764	

Tabla 2.39. Mediciones de corriente para cada una de las distintas referencias de velocidad(d).

Velocidad	Corriente	Promedio
6700	11,995	12,1758
	12,189	

	12,346	
	12,089	
	12,26	
7200	15,235	15,0892
	14,917	
	14,938	
	15,211	
	15,145	
7700	18,457	18,4306
	18,267	
	18,41	
	18,432	
	18,587	
8000	21,001	20,7692
	20,574	
	20,902	
	20,813	
	20,556	

Al graficar los valores promedio de corriente respecto a las referencias de velocidad colocadas se obtiene la Figura 2.61.

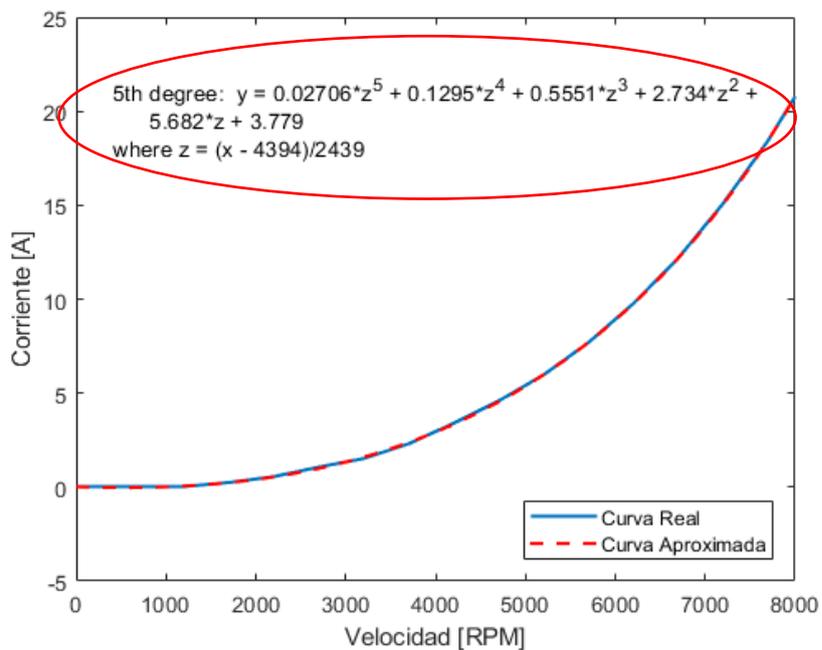


Figura 2.61. Grafica de Corriente vs Velocidad con su respectiva curva aproximada.

Se obtuvo una aproximación de la curva de Corriente vs Velocidad (Figura 2.60.) definida por las Ecuaciones 2.13 y 2.14 las cuales permiten conocer la corriente de consumo del motor a partir de la velocidad a la que se encuentra girando el motor.

$$z = (w_{out} - 4394)/2439 \quad (2.13)$$

$$I_{out} = 0.02706 z^5 + 0.1295z^4 + 0.5551z^3 + 2.734z^2 + 5.682z + 3.779 \quad (2.14)$$

Con el fin de calcular la potencia mecánica generada, es necesario conocer el voltaje de la fuerza contraelectromotriz (f.c.e.m) y la corriente que consume el motor BLDC. Tomando como referencia el trabajo final de grado “Control FOC de motores BLDC” [64], en el cual se indica que el voltaje f.c.e.m esta dado por la siguiente ecuación:

$$E = K_e * w \quad (2.15)$$

Donde:

E: Voltaje de la fuerza contraelectromotriz

K_e : Constante de f.c.e.m dada en [v/RPM]

w: velocidad angular en RPM

La constante de f.c.e.m viene dada por la siguiente ecuación:

$$K_e = \frac{1}{K_v} \quad (2.16)$$

Donde:

K_v : es la inversa de K_e y viene dada en [RPM/V]

De acuerdo con la Tabla 2.1 el valor de K_v es igual a 670 [RPM/V], reemplazando la Ecuación 2.16 en la Ecuación 2.15 se tiene que el voltaje f.c.e.m es igual a:

$$E = \frac{1}{K_v} * w \quad (2.17)$$

Finalmente, el “Estimador de Potencia Mecánica” es igual al producto del voltaje f.c.e.m (E) y la corriente media de consumo del motor.

$$P_{mec_{out}} = E_{out} * I_{out} \quad (2.18)$$

El bloque “Potencia a Velocidad” es incorporado al esquema de control debido a que es necesario relacionar los valores de salida del controlador de potencia a valores de

velocidad ya que el lazo interno solo recibe valores de velocidad respectivamente, de esta manera se puede enlazar el lazo de control externo con el interno.

Con el fin de definir este bloque se procede a calcular los setpoints de voltaje, corriente y potencia a partir de distintos setpoints de velocidad. Se reemplazan los setpoints de velocidad en las ecuaciones 2.13, 2.14 y 2.17 para obtener los setpoints de corriente y voltaje. Finalmente se realiza el producto entre el voltaje y la corriente obtenidas de las ecuaciones para así obtener el setpoint de potencia. Los resultados se muestran en la Tabla 2.40.

Tabla 2.40. Cálculo de setpoints de corriente, voltaje y potencia

Velocidad setpoint [RPM]	Corriente setpoint [A]	Voltaje setpoint [V]	Potencia setpoint [W]
0	0,0209	0	0
1200	0,0567	1,79104478	0,1015
1700	0,2387	2,53731343	0,6056
2200	0,5449	3,28358209	1,7892
2700	0,9912	4,02985075	3,9943
3200	1,5942	4,7761194	7,614
3700	2,3716	5,52238806	13,0968
4200	3,3441	6,26865672	20,963
4700	4,536	7,01492537	31,8197
5200	5,9769	7,76119403	46,3878
5700	7,7025	8,50746269	65,5287
6200	9,7557	9,25373134	90,2766
6700	12,1882	10	121,882
7200	15,0613	10,7462687	161,8527
7700	18,4474	11,4925373	212,0074
8000	20,7598	11,9402985	247,8782
8500	25,1474	12,6865672	319,03

Con los setpoints de potencia y corriente se establece una aproximación matemática que relaciona ambas variables, como se muestra en la Figura 2.62.

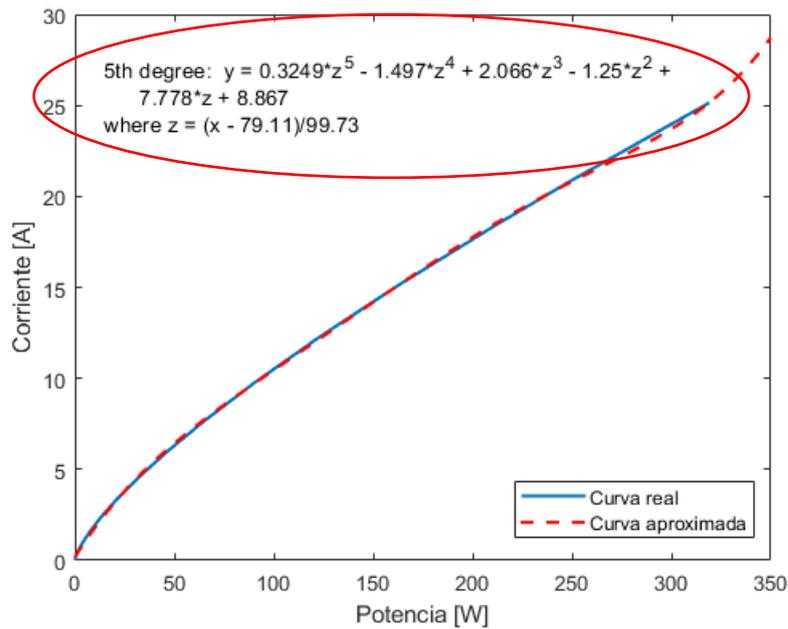


Figura 2.62. Grafica de Corriente vs Potencia con su respectiva curva aproximada.

$$z1 = (P_{sp} - 79.11)/99.73 \quad (2.19)$$

$$I_{sp} = 0.3249 z1^5 - 1.497z1^4 + 2.066z1^3 - 1.25z1^2 + 7.778z1 + 8.867 \quad (2.20)$$

A partir de este punto se realiza el procedimiento inverso realizado para el bloque de “Estimador de Potencia” para ahora obtener la relación Potencia a Velocidad.

Con las ecuaciones 2.19 y 2.20 se puede obtener el valor de setpoint de corriente estimada a partir del setpoint de potencia ingresado. Ahora, despejando el voltaje de la f.c.e.m de la ecuación 2.18 y reemplazándola en la ecuación 2.17 se obtiene el setpoint de velocidad que ingresa al lazo de control interno.

$$E_{sp} = \frac{P_{sp}}{I_{sp}} \quad (2.21)$$

$$w_{sp} = E_{sp} * K_v \quad (2.22)$$

Una vez que obtenidos los bloques necesarios para relacionar las variables potencia y velocidad se procede a diseñar el controlador PI de potencia usando el método de la curva de reacción cuyo procedimiento se detalla a continuación.

La planta que se observaría desde el controlador externo estaría conformada por el conjunto que constituye a todo el lazo interno de control de velocidad (controlador PI de velocidad, bloque de transformación de Velocidad a PWM, planta interna formada por el ESC-Motor-Propela y el bloque de medición del encoder), el bloque “Estimador de

Potencia” y el bloque “Potencia a Velocidad”. Nótese que la planta del lazo externo de potencia, por todos los componentes que incluye, estaría ahora definida por una función de transferencia de orden elevado mayor a la de TOSPD de la planta del lazo interno, sin embargo, la respuesta tiene un comportamiento similar a un sistema de segundo orden con tiempo muerto como se muestra en la Figura 2.63.

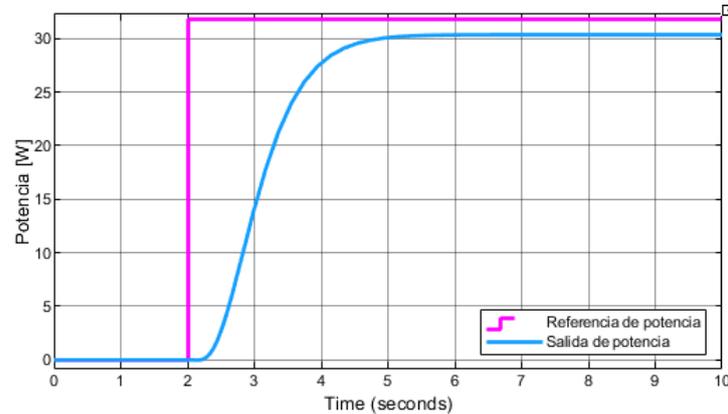


Figura 2.63. Respuesta del lazo externo de potencia en lazo abierto ante un cambio de referencia de 0 a 31.82 W

Aprovechando tal comportamiento, se procede a obtener la función de transferencia de segundo orden que representaría de forma aproximada la planta real vista desde el lazo externo, usando las características de la respuesta en estado transitorio obtenidas de la respuesta gráfica (Figura 2.63.) mostradas en la Tabla 2.41.

Tabla 2.41. Características en estado transitorio del lazo externo de potencia en lazo abierto

Características	Valor
Tiempo de establecimiento t_s [s]	2.804
Tiempo pico t_p [s]	4.885
Máximo sobre impulso M_p [%]	0.505
Épsilon ε	0.833

Partiendo de que un sistema de segundo orden tiene la siguiente estructura:

$$G(s) = K \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\varepsilon\omega_n s + \omega_n^2} \quad (2.23)$$

Y conociendo que el tiempo de establecimiento según el criterio del 2% está dado por:

$$t_s = \frac{4}{\varepsilon\omega_n} \quad (2.24)$$

Se despeja ω_n para conocer el valor respectivo obteniendo lo siguiente:

$$\omega_n = \frac{4}{0.833 * 2.804} = 1.7125 \text{ rad/s}$$

Para realizar el cálculo de la ganancia K se tomó el valor de la amplitud de salida Δ y de la amplitud de entrada δ :

$$K = \frac{\Delta}{\delta} \quad (2.25)$$

$$K = \frac{28.88}{30} = 0.9626$$

Entonces, la función de transferencia de segundo orden estaría dada por:

$$G(s) = 0.9626 \frac{2.933}{s^2 + 2.853s + 2.933} \quad (2.26)$$

Finalmente, se debe tomar en cuenta que la respuesta en lazo abierto indica que también existe un tiempo muerto de 0.194 s, valor obtenido gráficamente; por lo tanto, la ecuación 2.26 tendría un término adicional:

$$G(s) = 0.9626 \frac{2.933 e^{-0.194s}}{s^2 + 2.853s + 2.933} \quad (2.27)$$

Con el fin de utilizar el método robusto sugerido para la sintonización de PI, establecido por Marchetti y Scali (2000) [27] a partir de un modelo TOSPD, se aproxima el tiempo muerto a una función de primer orden de acuerdo a la ecuación 2.27:

$$e^{-t_0s} \cong \frac{1}{t_0s + 1} \quad (2.28)$$

$$e^{-0.194s} \cong \frac{1}{0.194s + 1}$$

$$G(s) = \frac{0.9626}{0.0661s^3 + 0.529s^2 + 1.166s + 1} \quad (2.29)$$

De esta manera, la función de segundo orden con retardo obtenida previamente (Ecuación 2.27) se transforma en una de tercer orden (Ecuación 2.29) para poder utilizar el método sugerido y obtener los parámetros del controlador PI del lazo externo. Cabe recalcar, que la ecuación 2.29. solo es usada para este fin, una vez encontrado el controlador de primer orden, la planta utilizada para realizar las simulaciones es la planta real de orden elevado y no la aproximación.

Utilizando los parámetros de la planta de la ecuación 2.29 en conjunto con la Tabla de sintonización 2.34 se obtuvieron los siguientes parámetros del controlador PI:

$$K_p = 0.79$$

$$\tau_i = 1.0697$$

La respuesta del sistema con el PI externo establecido presentó un tiempo de establecimiento de 6.22 segundos, tiempo de subida de 3.43 segundos y un sobre impulso de 0%, sin embargo, con el fin de mejorar el tiempo de establecimiento se ajustaron los parámetros del controlador a los siguientes:

$$K_p = 0.7639$$

$$\tau_i = 0.514$$

La respuesta con los nuevos parámetros posee un tiempo de establecimiento de 1.57 segundos y un tiempo de subida de 0.906 segundos.

Finalmente, el controlador PI para el lazo externo de potencia queda de la siguiente forma:

$$G_{cv}(s) = 0.7639 \left(1 + \frac{1}{0.514s} \right) \quad (2.30)$$

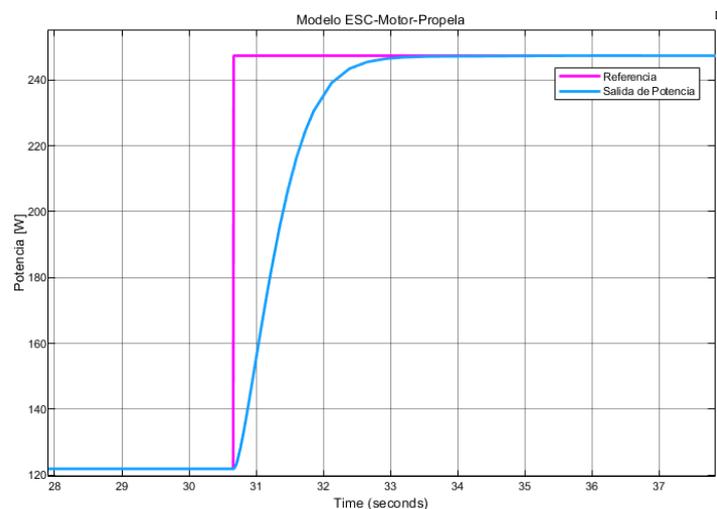


Figura 2.64. Respuesta del sistema con el controlador PI externo de potencia.

2.5. SIMULACIÓN DE CONTROLADORES

En esta sección se realizará la simulación del controlador cascada propuesto usando la herramienta de Matlab/Simulink, la cual consta de un lazo de control interno de velocidad y un lazo de control externo de potencia. Los lazos de control serán sometidos ante cambios de referencia tipo paso y ante perturbaciones de viento a favor y en contra, además, se realizará un análisis de las respuestas obtenidas a la salida del sistema y a la salida de los controladores respectivamente.

2.5.1 Simulación del controlador de velocidad

En la Figura 2.65. se muestra la simulación del lazo de control interno de velocidad, cuenta con dos bloques principales: el primero corresponde al controlador PI de velocidad y el segundo representa a la planta física obtenida previamente en la sección 2.3.

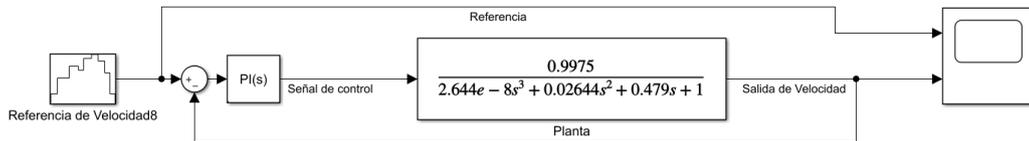


Figura 2.65. Simulación del lazo de control interno de velocidad a través de Matlab/Simulink.

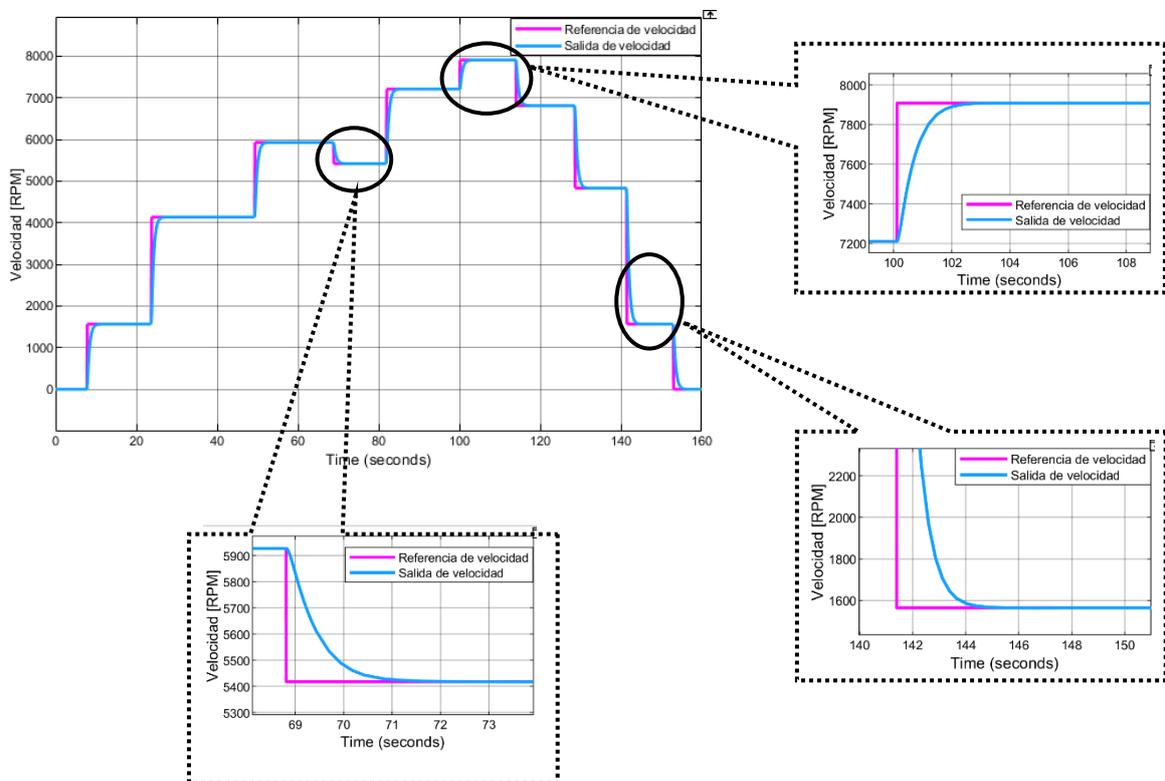


Figura 2.66. Respuesta de la salida del lazo de control interno de velocidad ante cambios de referencia a través de Matlab/Simulink.

En la Figura 2.66. se puede observar la respuesta del lazo de control interno de velocidad ante varios cambios de referencia tipo paso, dentro de las características más importantes de la respuesta obtenida es notorio que en cada paso no existe sobre impulso, el tiempo de establecimiento es bajo correspondiendo a un tiempo promedio de 2.0785 segundos y un tiempo de subida promedio de 1.192 segundos. Estas características indican que el lazo de control interno reacciona rápidamente ante cambios de referencia.

Tabla 2.42. Parámetros de la respuesta del lazo de control interno de velocidad.

Parámetros	Valor
Tiempo de establecimiento (ts)	2.0785 s
Tiempo de subida (tr)	1.192 s
Máximo Sobre impulso (Mp)	0 %

Al analizar la Figura 2.67. se puede notar que la señal de control tiene un comportamiento rápido y suave al no contar con sobre impulso. Además, esta señal es similar a la referencia ingresada encontrándose dentro de los límites que soporta el elemento final de control (ESC) indicando que el esfuerzo de control para alcanzar cualquier referencia es mínimo.

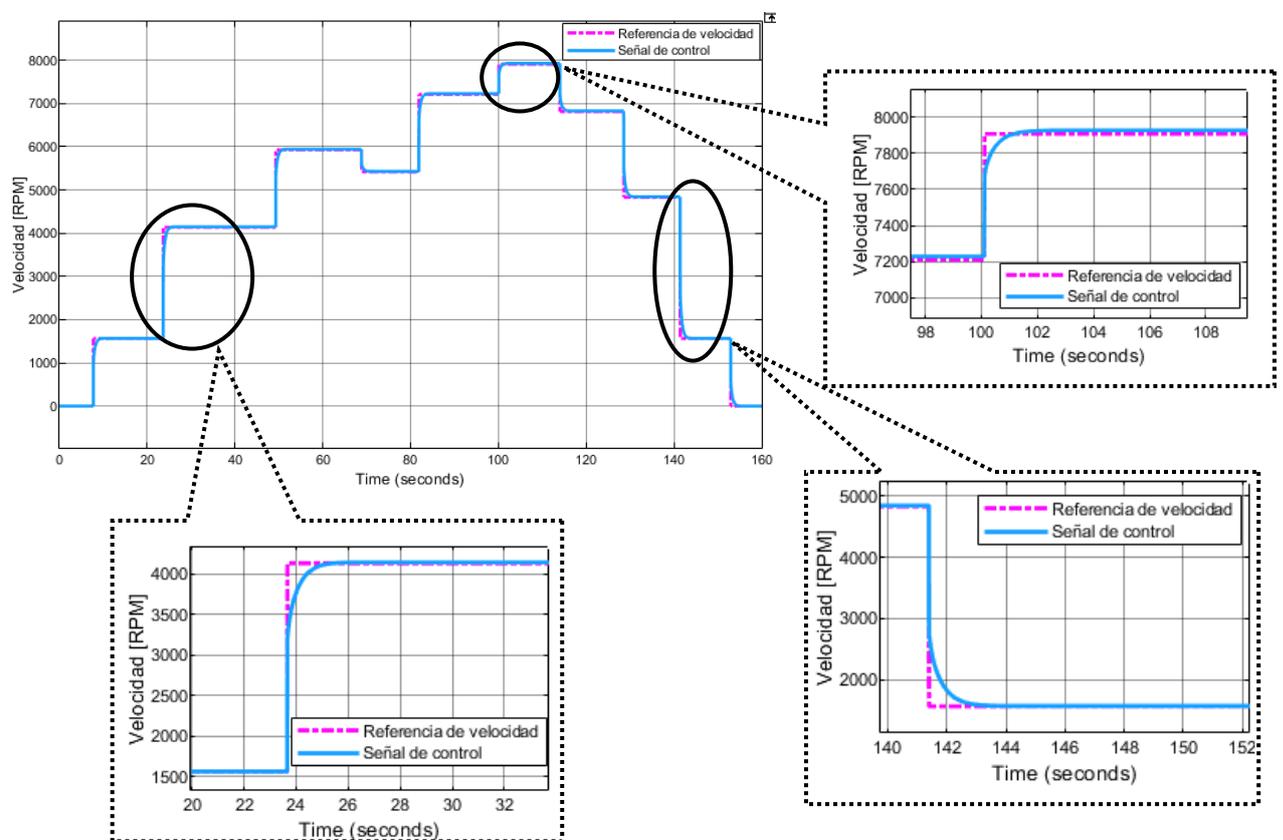


Figura 2.67. Respuesta del controlador PI de velocidad del lazo de interno de velocidad ante cambios de referencia a través de Matlab/Simulink.

El lazo de control interno también fue sometido a cambios de perturbaciones como se muestra en la Figura 2.68. Las perturbaciones aplicadas son de amplitud: +200, -250 y -250 RPM las cuales se realizaron sobre las referencias de velocidad de 5928, 7210 y 5813 RPM respectivamente.

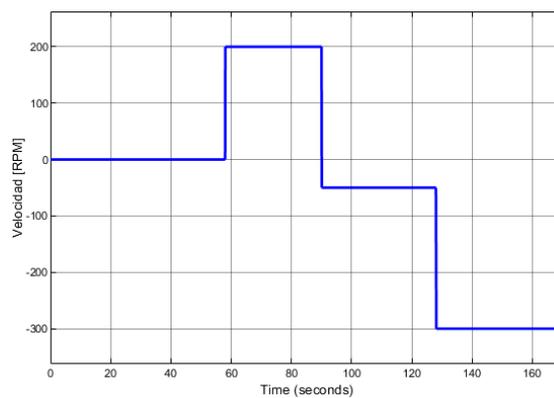


Figura 2.68. Perturbaciones de velocidad realizadas.

Los valores de referencia de las perturbaciones fueron escogidas con el objetivo de evaluar la robustez del controlador. Para todas las perturbaciones se puede notar que el controlador responde de forma rápida para rechazarlas siendo este un controlador robusto.

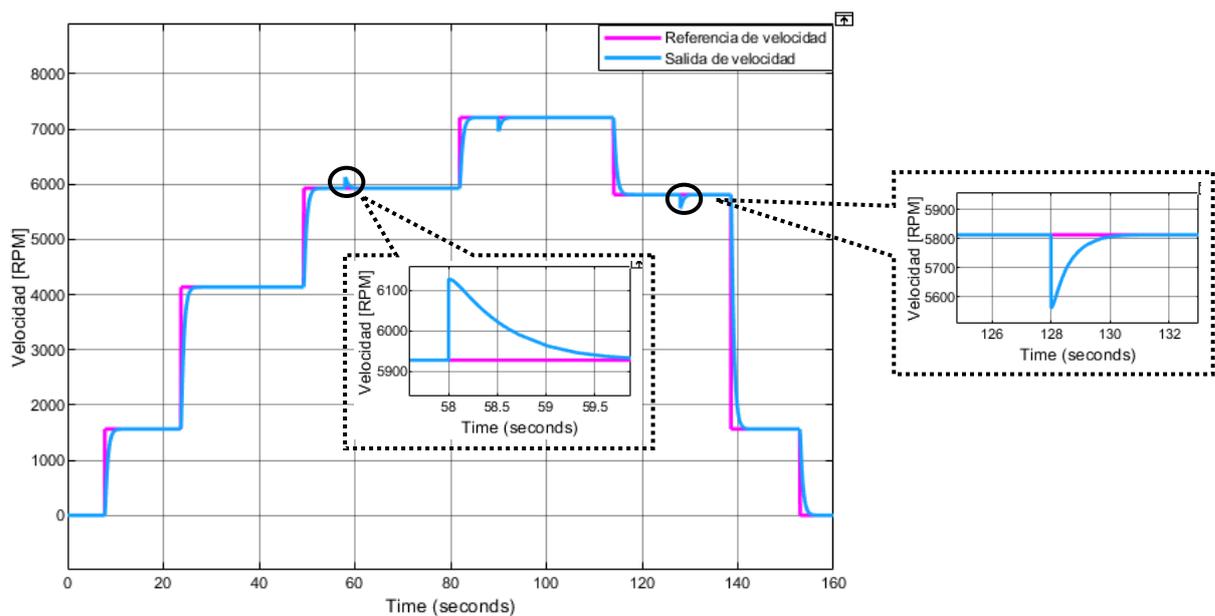


Figura 2.69. Respuesta de la salida del lazo de control interno de velocidad ante cambios de referencia y perturbaciones a través de Matlab/Simulink.

2.5.2 Simulación del controlador de potencia y velocidad en esquema cascada

En la Figura 2.70. se muestra la simulación del lazo de control externo de potencia y el lazo de control interno de velocidad en un esquema en cascada, cada uno de los lazos cuenta con su respectivo controlador PI y se adicionaron los bloques correspondientes a la adaptación de potencia-velocidad y viceversa.

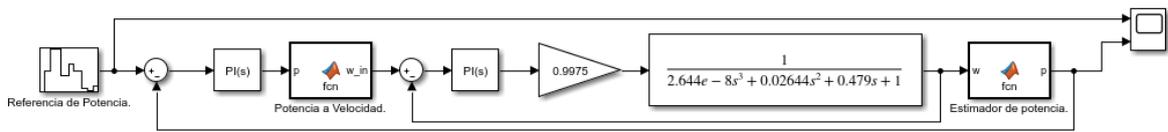


Figura 2.70. Simulación del esquema de control en cascada a través de Matlab/Simulink.

El sistema en cascada se sometió a cambios de referencia de potencia tipo paso como se muestra en la Figura 2.71. Dentro de las características más importantes de la respuesta obtenida es notorio que en cada paso no existe sobre impulso exceptuando el primer cambio de referencia el cual se produce debido al arranque del motor BLDC, en donde el sobre impulso es de 8.152%. El tiempo de establecimiento es bajo correspondiendo a un tiempo promedio de 1.964 segundos y un tiempo de subida promedio de 1.236 segundos. Estas características indican que el esquema de control en cascada reacciona rápidamente ante cambios de referencia tipo paso.

Tabla 2.43. Parámetros de la respuesta del lazo de control externo de potencia.

Parámetros	Valor
Tiempo de establecimiento (ts)	1.964 s
Tiempo de subida (tr)	1.236 s
Máximo Sobre impulso (Mp)	0 %

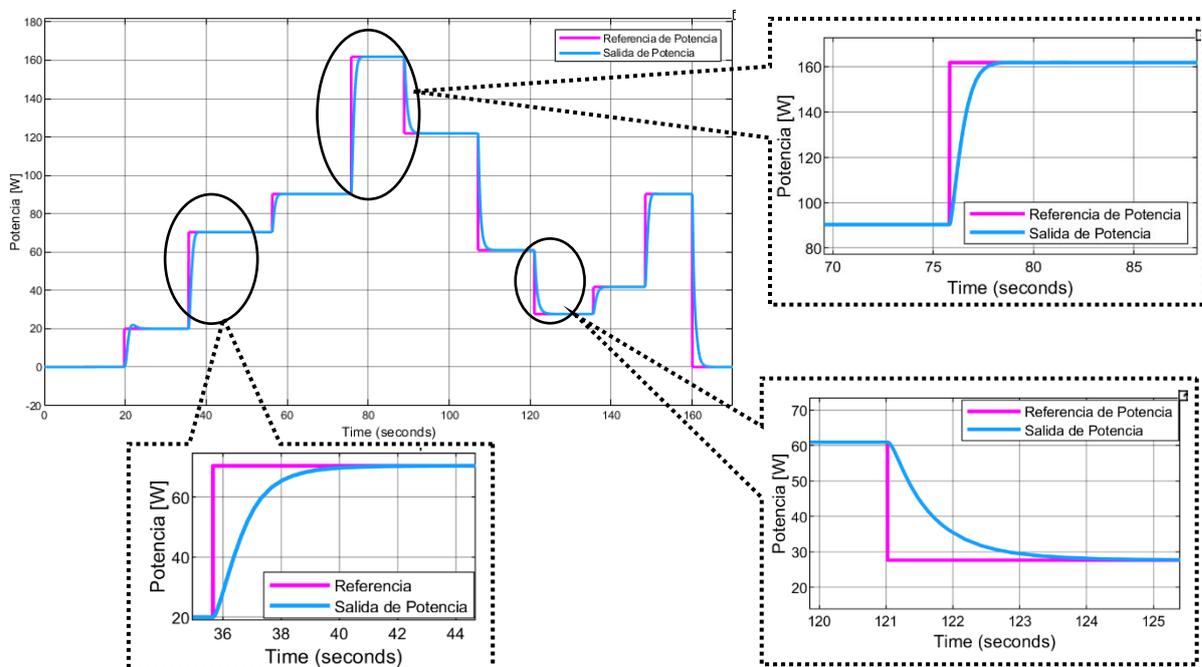


Figura 2.71. Respuesta de la salida del esquema de control en cascada ante cambios de referencia a través de Matlab/Simulink.

En la Figura 2.72. se muestran las señales de control de potencia y velocidad, se puede notar que ambas señales tienen un comportamiento rápido, sin embargo, la señal de control de potencia presenta sobre impulsos mínimos cuando se producen los cambios de referencia.

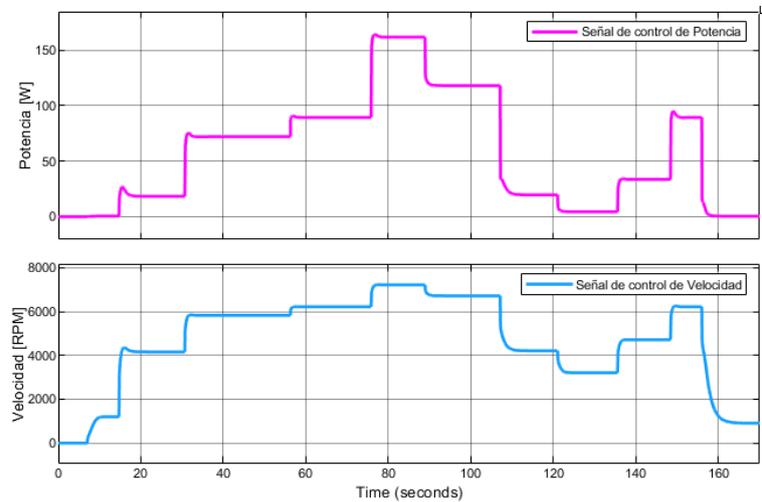


Figura 2.72. Respuesta de los controladores PI de potencia y de velocidad a través de Matlab/Simulink.

El esquema de control en cascada fue sometido a cambios de perturbaciones como se muestra en la Figura 2.73. Las perturbaciones aplicadas son de amplitud: +5, -15, +20 y -20 W, las cuales se realizaron sobre las referencias de potencia de 20, 70.37, 121.9 y 90.27 W respectivamente.

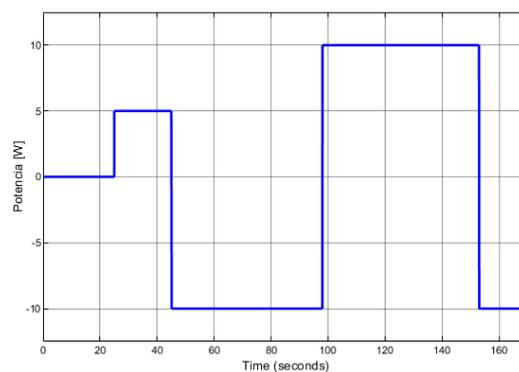


Figura 2.73. Perturbaciones de potencia realizadas.

Los valores de referencia de las perturbaciones fueron escogidas con el objetivo de evaluar la robustez del controlador. Para todas las perturbaciones, en especial las tres últimas que son de amplitud considerable, se puede notar que el controlador responde de forma rápida y efectiva para rechazarlas demostrando ser un controlador robusto.

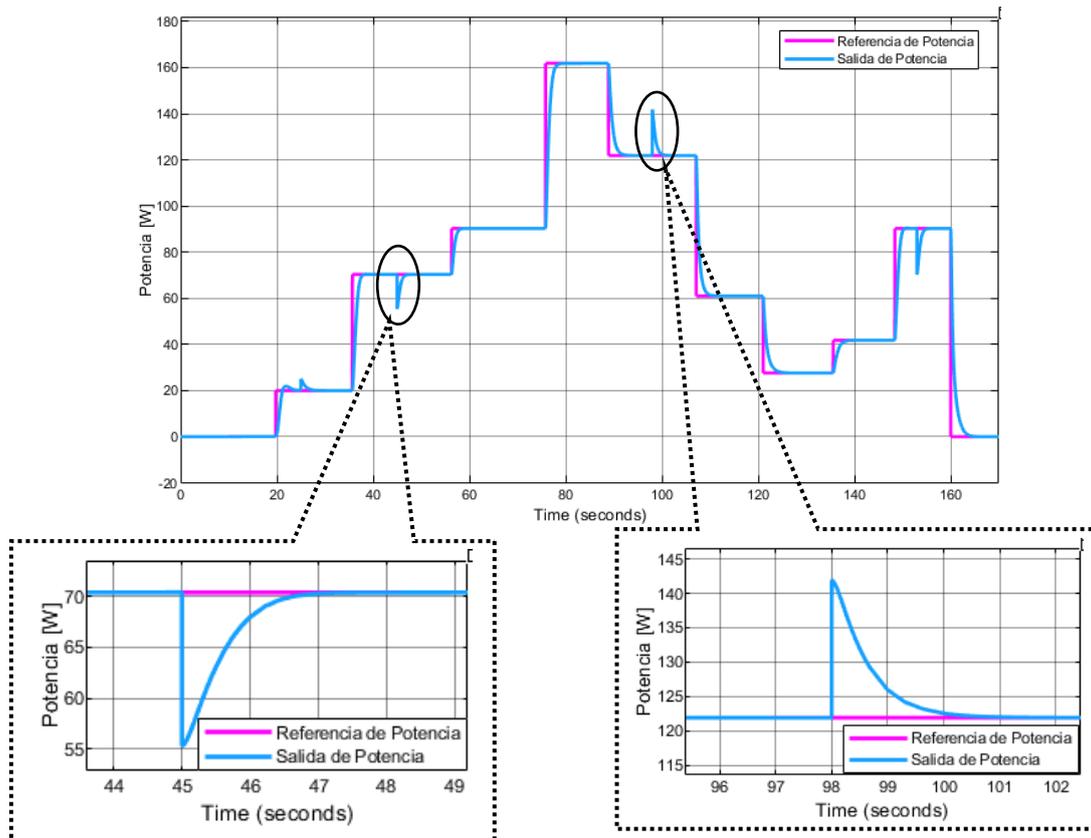


Figura 2.74. Respuesta de la salida del esquema de control en cascada ante cambios de referencia y perturbaciones a través de Matlab/Simulink.

2.6. INTEGRACIÓN DE LOS CONTROLADORES EN EL IPC BECKHOFF

En base al objetivo general planteado en el presente trabajo de titulación se implementará el controlador cascado diseñado dentro del IPC Beckhoff C6015-0010 para controlar el banco de pruebas de propulsión.

Para la integración de los sistemas de control y visualización se utilizó la herramienta Twincat 3 que es un software propio de la marca Beckhoff utilizado para la programación del IPC respectivamente, en este caso se utilizó dos lenguajes de programación: Texto Estructurado (ST por sus siglas en inglés) y Ladder. Twincat 3, además de solo programar el IPC, permite crear interfaces de usuario (HMI), posee una herramienta llamada Scope con la cual se puede observar en tiempo real el estado de cualquiera de las variables utilizadas dentro del IPC y si se requiere también es posible almacenar dichos datos en un documento de Excel.

Twincat 3 presenta varias librerías disponibles para los usuarios dependiendo de la aplicación que se implementará, en este trabajo de titulación la librería principal utilizada

es la librería “Controller Toolbox” la cual permite implementar los controladores PI necesarios para esta aplicación.

2.6.1 Desarrollo del algoritmo de control

El algoritmo de control se ha dividido en dos secciones, la primera (Figura **2.75. a**) se encarga de adquisición y manejo de las entradas y salidas digitales del tablero de control que corresponden a los pulsantes, selectores y luces piloto. La segunda (Figura **2.75. b**) se encarga exclusivamente de las rutinas de adquisición de los sensores y control del banco de pruebas en base a los requerimientos de setpoint de potencia recibidos.

La primera sección del algoritmo está conformada por dos mandos de operación y dos modos de funcionamiento. Dentro de los mandos de operación se tiene el mando local y mando remoto para poder manejar al banco de pruebas ya sea desde el tablero de control o desde el HMI. Posterior a esto, se puede escoger entre el modo de funcionamiento manual o automático. El modo manual permite que el usuario ingrese el setpoint de potencia deseado desde el tablero de control usando un potenciómetro o desde el HMI, esto depende del mando que se haya escogido previamente. El modo automático se encarga de enviar una referencia de potencia previamente definida al sistema.

Una vez elegido el mando de operación y el modo de funcionamiento es necesario activar el pulsante de marcha para que la referencia de potencia ingrese al esquema de control en cascada y se ejecuten las acciones de control. Cabe recalcar que la elección del mando de operación y el modo de funcionamiento se realizará solo a través del tablero de control usando los selectores respectivos.

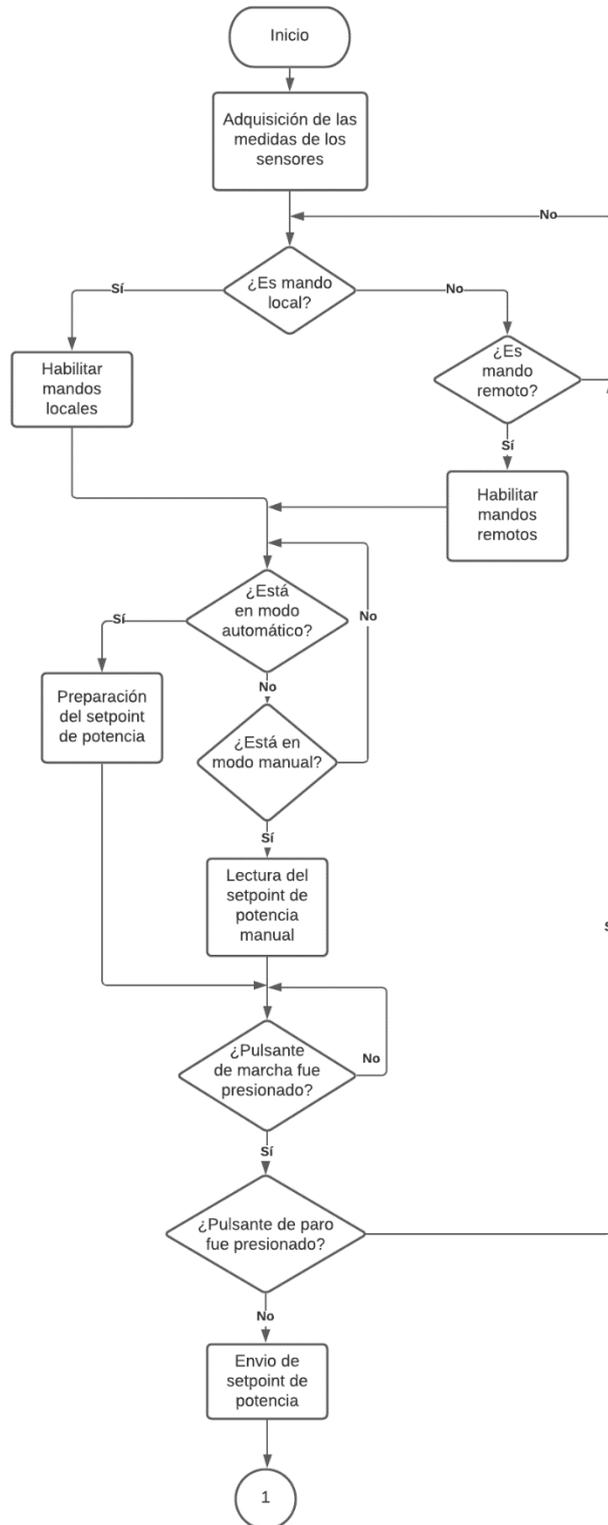


Figura 2.75. a. Diagrama de flujo del algoritmo de control del banco de pruebas.

La segunda sección del algoritmo está conformada por las rutinas de control basadas en el setpoint de potencia enviado de acuerdo con el mando y modo de funcionamiento previamente escogidos.

La adquisición de los sensores de velocidad, voltaje, corriente y empuje se ejecuta en todo momento ya que con tales mediciones se realizan las rutinas de control y visualización respectivas. Luego, se calcula la potencia mecánica de salida la cual junto a la referencia de potencia permiten calcular el error que ingresa al controlador PI. La señal de control generada ingresa al bloque de conversión para transformar dicha señal que se encuentra en unidades de potencia a unidades de velocidad. Luego, junto a la medición del encoder se calcula el error de velocidad el cual ingresa al PI y define la acción de control a enviarse al ESC, sin embargo, es necesario realizar una conversión adicional ya que el ESC únicamente reconoce una señal tipo PWM, de esta manera se cierra el lazo de control cascada.

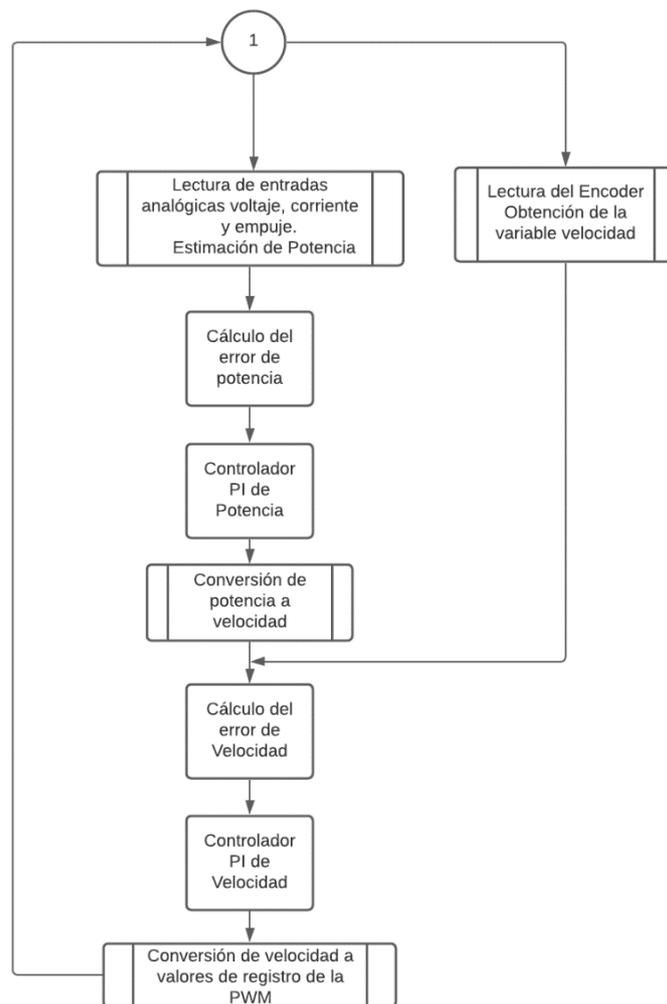


Figura 2.75. b. Diagrama de flujo del algoritmo de control del banco de pruebas.

2.6.1.1 Librería Controller Toolbox [65]

Esta librería contiene todos los bloques esenciales para aplicaciones de control. Se incluyen controladores complejos que pueden utilizarse para un gran número de

aplicaciones, así como bloques de función básicos con los que se pueden implementar estructuras de control únicas para aplicaciones especiales. Entre los bloques más importantes se tienen los controladores básicos P, I, D o los controladores más complejos como PI, PID, controladores de switcheo de dos o tres posiciones, bloques de filtrado, bloques generadores de señales PWM, limitadores, generadores de rampas, bloques de control para servomotores, etc.

Los bloques de funciones de transferencia continuos reunidos en esta librería se transforman en valores discretos mediante la regla trapezoidal (fórmula de Tustin), cuya fórmula es la siguiente:

$$\frac{1}{s} = \frac{T_n}{2} * \frac{z + 1}{z - 1} \quad (2.31)$$

Donde T_n es el tiempo de muestreo, el cual viene dado por el tiempo de adquisición con el que trabaja el IPC siendo este un valor de 10 ms.

El bloque del controlador PI está representado por la siguiente función de transferencia:

$$G(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_n s} \right) \quad (2.32)$$

Este bloque se encuentra constituido por las siguientes entradas y salidas que se muestran en la Figura 2.76. y la descripción de cada una de ellas se indica en la tabla.



Figura 2.76. Bloque de función del controlador PI.

Tabla 2.44. Parámetros de entrada y salida del bloque de función del controlador PI.

Parámetros de entrada	
fSetpointValue	Es la referencia de la variable controlada
fActualValue	Es el valor actual de la variable controlada
fManSyncValue	Entrada con la cual el PI puede ser ajustado
bSync	Un flanco de subida en esta entrada ajusta el elemento PI al valor que se en el “fManSyncValue”
eMode	Entrada que especifica el modo de operación del bloque de función
bHold	Un uno lógico en esta entrada mantendrá el estado interno constante en su valor actual, independientemente de la desviación de control

stParams	Es una estructura que contiene los parámetros del elemento PI
Parámetros de salida	
fOut	Es la salida del controlador PI
bARWactive	Un uno lógico en esta salida indica que el elemento PI está siendo restringido
eState	Es el estado del bloque de función
eErrorId	Indica el error que se ha producido en el bloque de función
bError	Se convierte en verdadero cuando ocurre un error

El “stParams” es una estructura que está declarada de la siguiente manera:

```

TYPE ST_CTRL_PI_PARAMS :
STRUCT
  tCtrlCycleTime      : TIME := T#0ms;
  tTaskCycleTime      : TIME := T#0ms;
  tTn                  : TIME := T#0ms;
  fKp                  : FLOAT := 0;
  fOutMaxLimit        : FLOAT := 1E38;
  fOutMinLimit        : FLOAT := -1E38;
  bARWOnIPartOnly    : BOOL := FALSE;
END_STRUCT
END_TYPE

```

Figura 2.77. Declaración de la estructura “stParams” para el bloque de función PI.

Contiene los elementos descritos en la Tabla 2.45.

Tabla 2.45. Descripción de los parámetros de entrada de la estructura del controlador PI.

Parámetros de entrada	
tCtrlCycleTime	Indica el tiempo de muestreo del lazo de control, este tiempo debe ser mayor o igual al parámetro “tTaskCycleTime”. Si el tiempo de muestreo es igual al tTaskCycleTime entonces el bloque de función se está ejecutando con cada llamada
tTaskCycleTime	Especifica el tiempo del ciclo con el que se llama al bloque de funciones. Si el bloque de funciones se llama en cada ciclo, este corresponde al tiempo de la tarea que está siendo llamada.
tTn	Es el tiempo de la acción integral
fKp	Es la ganancia del controlador
fOutMaxLimit	Es el límite superior de la acción de control en el cual la salida es limitada.
fOutMinLimit	Es el límite inferior de la acción de control en el cual la salida es limitada.
bARWOnIPartOnly	Si este parámetro es falso (el ajuste estándar), la integración del componente I se detiene si la salida completa del regulador alcanza el límite superior o inferior. Si es TRUE, la integración se detiene si el componente I (la salida del integrador) alcanza algún límite.

2.7. DESARROLLO DE LA INTERFAZ GRÁFICA

En base a los objetivos planteados para este trabajo de titulación se desarrolló una interfaz gráfica de usuario para el control y monitoreo del banco de pruebas de propulsión. La interfaz se desarrolló a través del TwinCAT 3 ya que este cuenta con todas las herramientas necesarias para la creación de HMI industriales.

2.7.1 Diagrama de la Interfaz Gráfica

La interfaz gráfica diseñada cuenta con tres pantallas; la primera es la pantalla de inicio (Figura 2.78.) en donde se muestra al usuario un breve instructivo del manejo de la interfaz, así como también los límites de operación del banco de pruebas de propulsión.

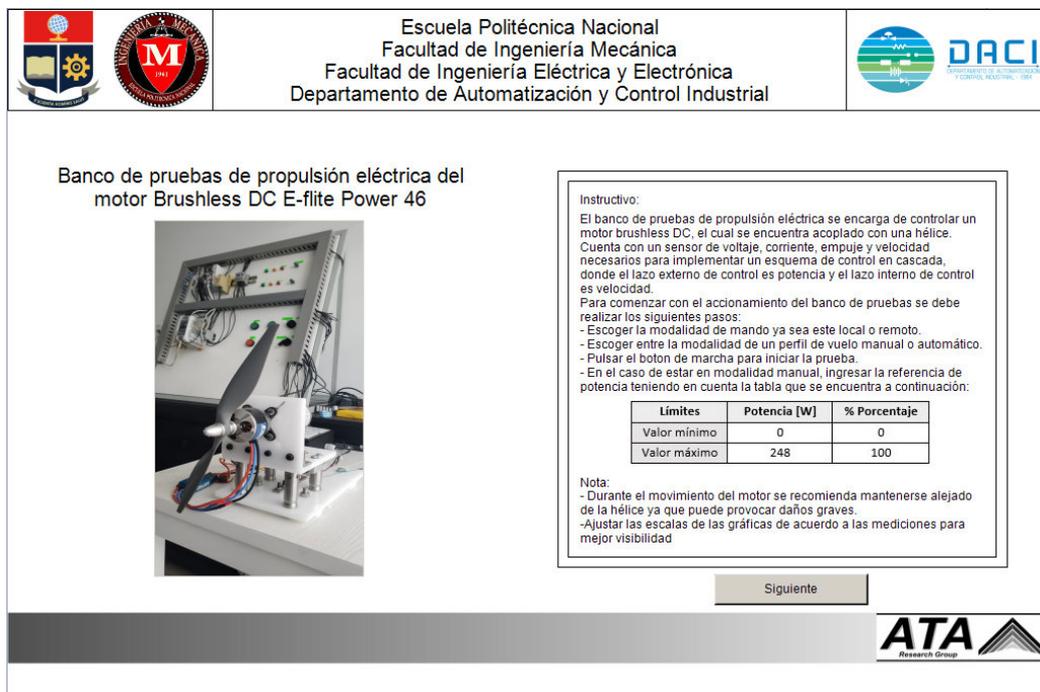


Figura 2.78. Primera pantalla.

La segunda pantalla se encuentra dividida en seis secciones: la sección A cuenta con los nombres de las gráficas que se van poder observar junto con campos de entrada que permiten escalar las gráficas y facilitar la visualización de las señales; en la sección B se encuentran las gráficas en donde se muestran las señales respectivas en tiempo real, incluye un botón de pausa para detener la visualización de los datos en caso de ser necesario; en la sección C se encuentran las luces que permiten identificar los modos de funcionamiento y mando, así como también el estado del motor; en la sección D se encuentran los botones de marcha, paro, un campo de entrada para el ingreso de la referencia de potencia de manera manual y campos de visualización de la referencia en los diferentes modos de funcionamiento; la sección E se encuentra enteramente

conformada por campos de visualización de las variables del sistema; la sección F cuenta con dos botones para la navegación entre pantallas y finalmente se encuentra la sección G que muestra los coeficientes aerodinámicos C_T , C_Q y C_P de la propela.

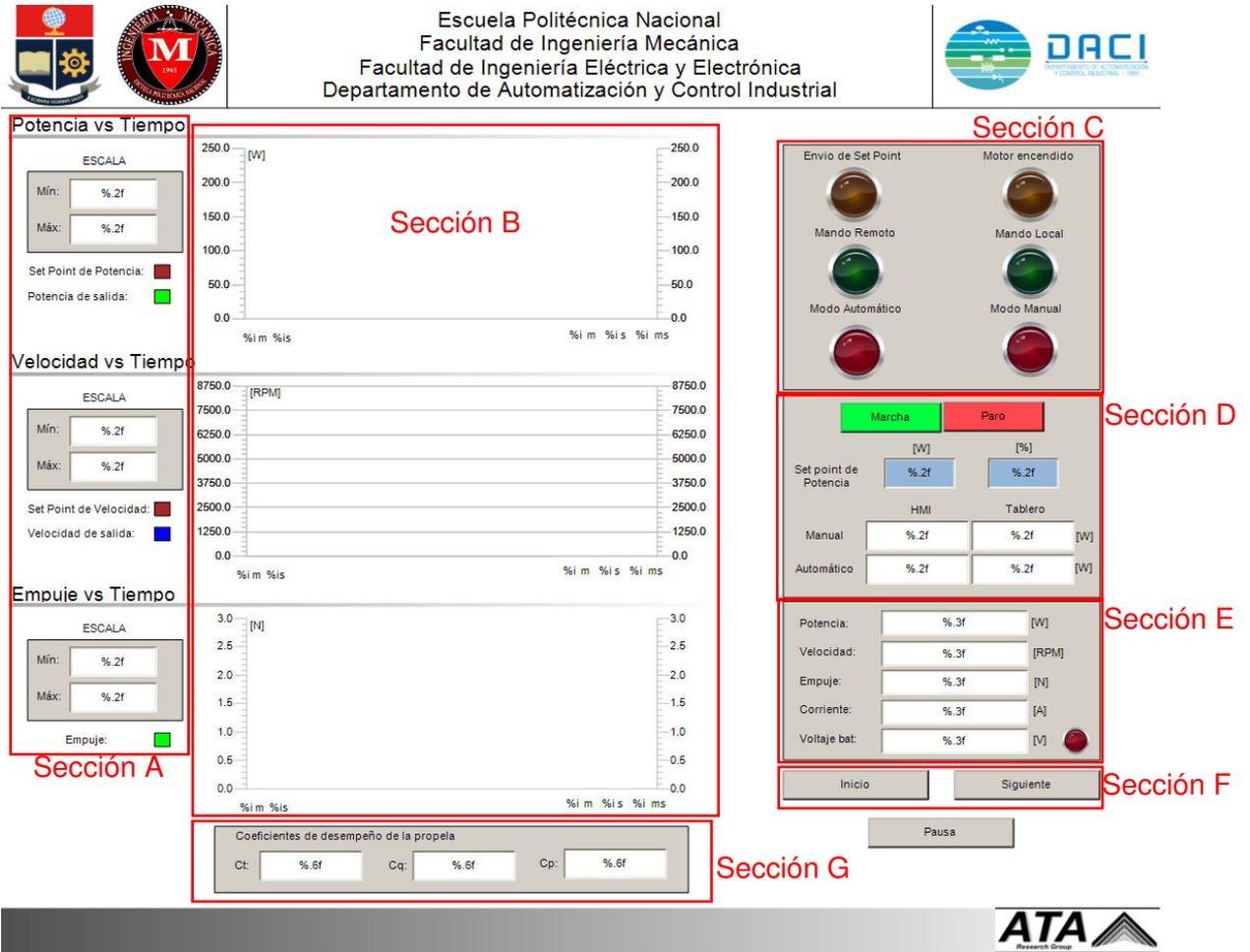


Figura 2.79. Segunda pantalla.

La tercera pantalla se encuentra dividida en cinco secciones las cuales trabajan de la misma manera que en la segunda pantalla, la única diferencia es que no cuenta con las secciones que permiten manipular la referencia de potencia y los coeficientes aerodinámicos de la propela.



Figura 2.80. Tercera pantalla.

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Como se ha mencionado en los capítulos anteriores, el principal objetivo del presente trabajo de titulación es la implementación de un esquema de control en cascada el cual se conforma de un lazo de control interno y un lazo de control externo como se muestra en la Figura 3.1.

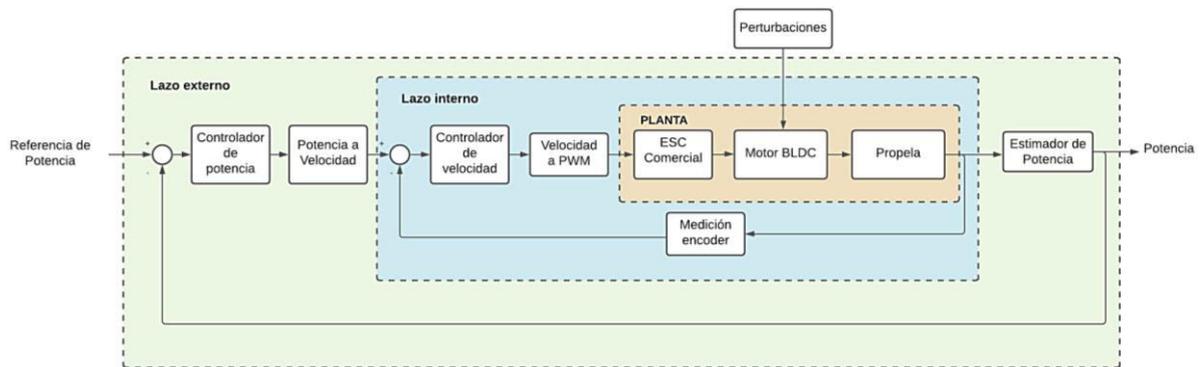


Figura 3.1. Esquema de control en cascada implementado.

En este capítulo se explican las diversas pruebas realizadas que en forma general se dividen en tres etapas: pruebas correspondientes al lazo de control de velocidad, pruebas correspondientes al esquema cascada (conjunto de los lazos de control de velocidad y potencia) y la comparación del sistema real con el simulado.

Los resultados obtenidos de estas pruebas, permiten verificar el correcto funcionamiento del sistema de control ante cambios de referencia, evaluar su desempeño ante perturbaciones de viento y finalmente, evaluar la eficiencia energética del sistema de propulsión eléctrico.

Posteriormente, se realiza la comparación entre el sistema de propulsión real con el sistema simulado con el fin de analizar la similitud de ambos sistemas sometidos a las pruebas antes mencionadas.

3.1. PRUEBAS DEL LAZO DE CONTROL INTERNO DE VELOCIDAD

Tanto para el diseño, sintonización y pruebas es necesario partir del lazo de control interno hacia afuera, por lo tanto, las pruebas presentadas en esta sección son las correspondientes al lazo de control interno de velocidad aplicado a la planta conformada por el conjunto ESC-Motor-Propela como se indica en la Figura 3.2.

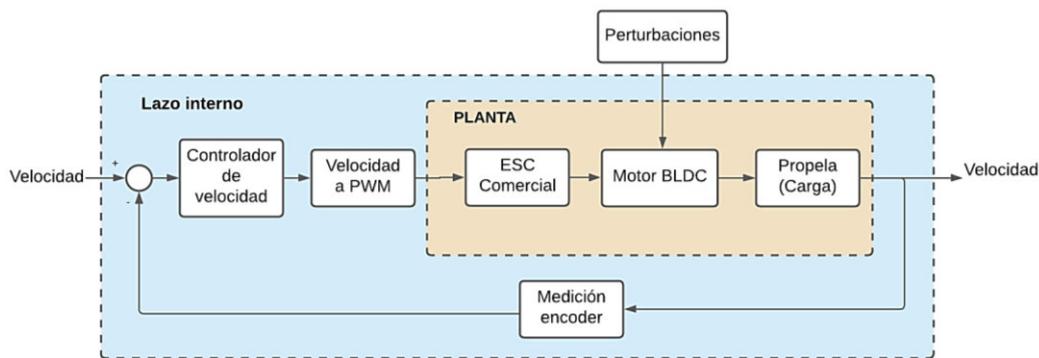


Figura 3.2. Esquema de control del lazo interno.

El lazo de control interno de velocidad se sometió a dos tipos de pruebas: pruebas ante cambios de referencia tipo paso y pruebas ante perturbaciones de viento como se detalla a continuación.

3.1.1 Pruebas ante cambios de referencia tipo paso

Esta prueba se realizó con el objetivo de evaluar la capacidad de seguimiento y correcta sintonización del controlador de velocidad diseñado ante diferentes referencias de velocidad indicadas en la Tabla 3.1.

Tabla 3.1. Cambios de referencia de velocidad aplicados.

Referencia de Velocidad [RPM]	Tiempo [s]	Referencia de Velocidad [RPM]	Tiempo [s]
1200	14.65	7300	108.5
2000	35.62	7800	116.6
3000	47.98	6000	122.9
3900	58.26	4000	130.6
5400	71.38	4600	131.7
6700	80.76	3700	146.0
7500	89.54	2200	154.8
6900	96.41	0	165.7

En la Figura 3.3. se observa la respuesta del lazo interno, en donde se evidencia tres grupos de cambios de referencia velocidades bajas (0 - 3000 RPM), medias (3000 - 6000 RPM) y altas (6000 – 8000 RPM). Los cambios de referencia a velocidades bajas y medias presentan un sobre impulso en promedio aproximado de 7.95% siendo el sobre impulso más notorio el del primer cambio de referencia debido al arranque del motor. A partir de las 6000 RPM en adelante la respuesta presenta sobre impulsos mínimos evidenciándose así que el controlador de velocidad posee mejores características en estado transitorio a altas velocidades.

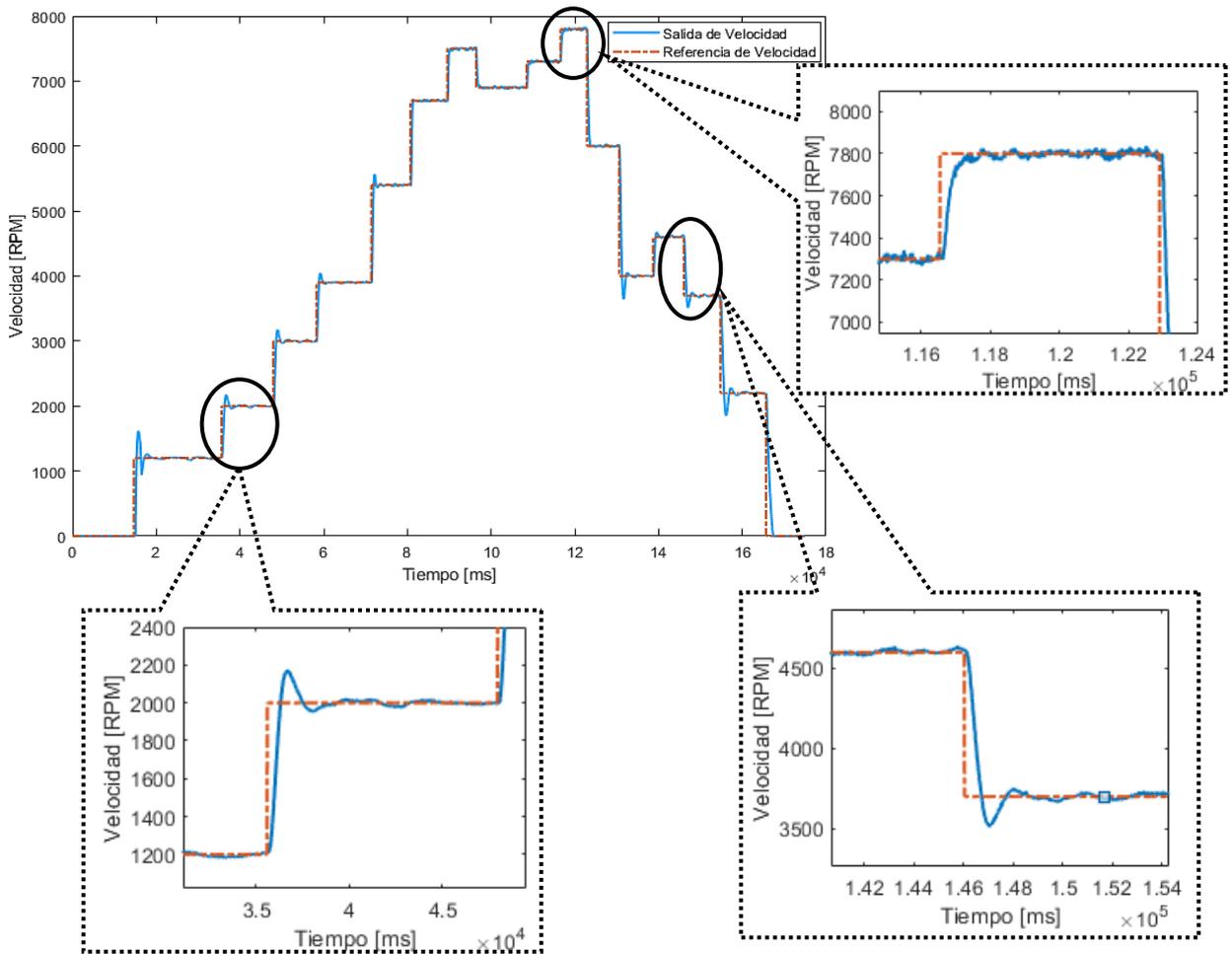


Figura 3.3. Respuesta del lazo de control interno de velocidad del sistema real ante cambios de referencia.

Se puede comprobar lo antes mencionado a través de la Tabla 3.2 la cual presenta los sobre impulsos y tiempos de establecimiento de cada uno de los cambios de referencia.

Tabla 3.2. Cambios de referencia aplicados.

Referencia de velocidad [RPM]	Sobre impulso [%]	Tiempo de establecimiento [s]	Referencia de velocidad [RPM]	Sobre impulso [%]	Tiempo de establecimiento [s]
1200	34.58	4.4	7300	0	1
2000	8.75	2.48	7800	0.307	1.8
3000	5.8	4.15	6000	0	0.8
3900	3.74	2.81	4000	8.75	2.4
5400	3.12	3.15	4600	1.76	1.9
6700	0.41	0.61	3700	5.135	2.6
7500	0	1.39	2200	15.86	4.7
6900	0	1.34	0	0	1.7

En la Figura 3.4. se observa el rizado de velocidad con una referencia de 5000 RPM donde tiene un valor de 48 RPM aproximadamente. En general, en una prueba de velocidad donde las referencias varían desde la velocidad mínima a la máxima se tiene en promedio un rizado de 52 RPM aproximadamente, siendo este un valor menor al 1%, evidenciándose que el seguimiento del sistema respecto a la referencia es apropiado para esta aplicación.

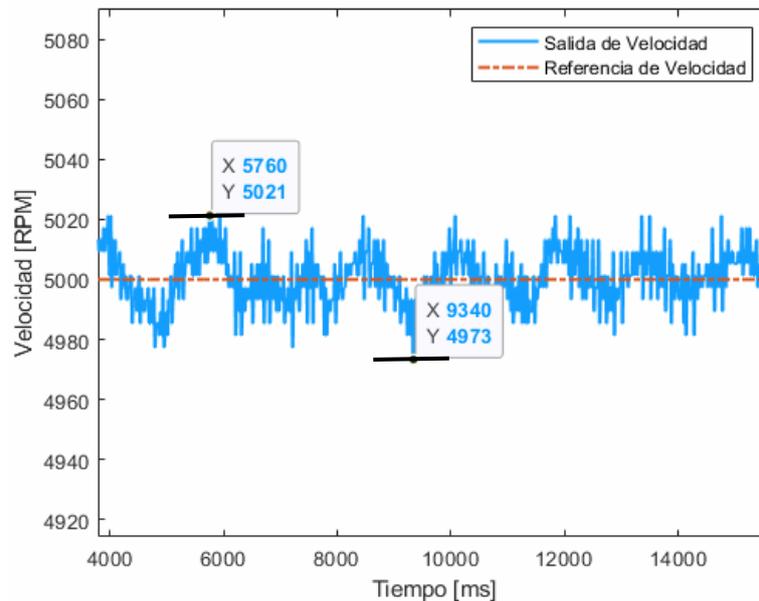


Figura 3.4. Rizado de velocidad.

3.1.2 Pruebas ante perturbaciones de viento

Las perturbaciones pueden ser aplicadas en múltiples direcciones y con distintos ángulos de inclinación, sin embargo, se aplicará perturbaciones en dos direcciones: A favor y en contra del viento generado por el conjunto Motor-Propela (denominado empuje), siendo ambas aplicadas con un ángulo de 0° respecto a la horizontal, tal como se observa en la Figura 3.5.

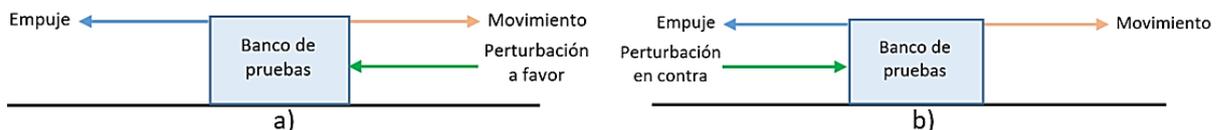


Figura 3.5. Diagrama de perturbaciones a favor y en contra del empuje.

El movimiento del banco de pruebas es siempre hacia adelante, por lo que el empuje se encuentra en sentido opuesto. Cuando se aplica una perturbación a favor, la magnitud del empuje aumentará y cuando se aplica una perturbación en contra, la magnitud del empuje disminuirá.

Las perturbaciones de viento se generarán a partir de un soplador comercial el cual tiene una velocidad de giro variable de 6000 – 16000 RPM y genera un volumen de aire $3,5\text{m}^3/\text{min}$. Todas las pruebas están realizadas a una velocidad constante de 5000 RPM.

Para la primera prueba, se aplicó perturbaciones de viento en contra del empuje (Figura 3.6.) tomando en cuenta que la dirección del viento generado por la hélice y la dirección de la perturbación de viento son opuestas.

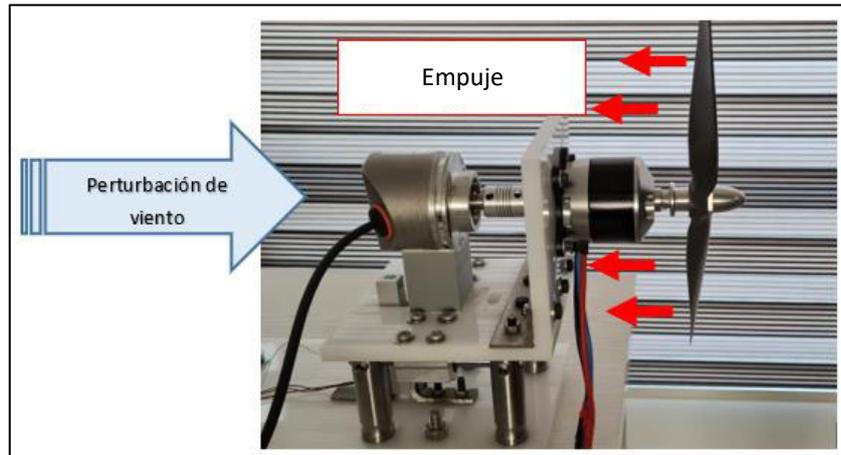


Figura 3.6. Perturbación de viento en contra.

Los resultados obtenidos de las perturbaciones en contra realizadas se muestran en la Figura 3.7., en donde se aplicó dos perturbaciones (A y B). Para ambos casos se tiene un comportamiento similar en donde al ingresar la perturbación se produce una caída de velocidad la cual es corregida por el controlador para devolver al sistema a la velocidad de referencia. Al quitar la perturbación se produce como consecuencia un aumento de velocidad por un instante de tiempo hasta que el controlador reajusta la señal de control para devolver al sistema a su estado normal de operación.

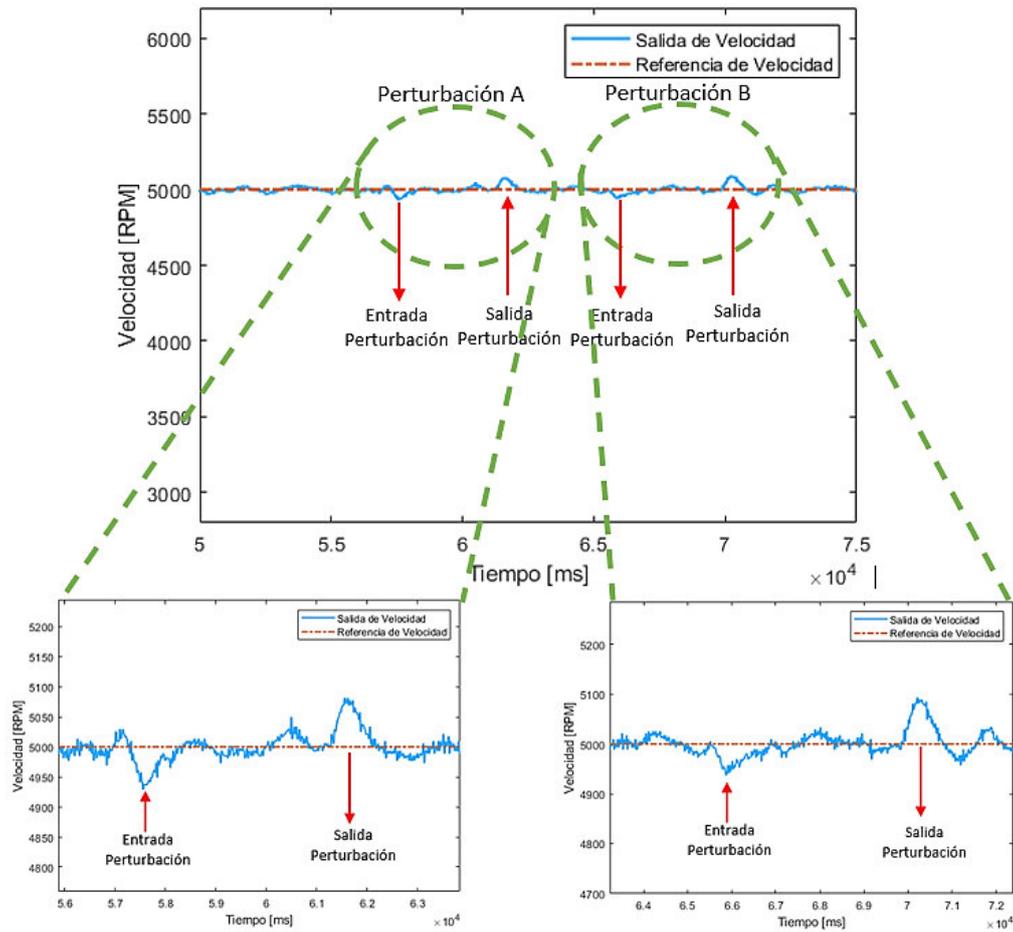


Figura 3.7. Perturbaciones de velocidad con viento en contra.

En las Figuras 3.7. se puede observar un acercamiento a las perturbaciones A y B, en donde la magnitud de la perturbación A cuando ingresa es de 71 RPM y cuando se retira es de 81 RPM. Mientras que la perturbación B tiene una magnitud cuando ingresa de 63 RPM y cuando se retira es de 93 RPM.

Tabla 3.3. Perturbaciones de velocidad con viento en contra.

Perturbación	Magnitud de la perturbación [RPM]	Magnitud de la perturbación respecto a la referencia [%]	Tiempo de establecimiento [s]
Entrada perturbación A	71	1.42	1
Salida perturbación A	81	1.62	1.14
Entrada perturbación B	63	1.26	1.34
Salida perturbación B	93	1.86	1.04

En la Tabla 3.3. se muestra las magnitudes de las perturbaciones cuando se ingresan o se retiran, tales magnitudes en porcentaje respecto a la referencia no superan el 2% a pesar de que el soplador utilizado para generar las perturbaciones produce viento de alta velocidad y fuerza. Además, el tiempo que toma el sistema de control en rechazar la perturbación y mantener la referencia establecida no supera los 1.5 segundos. En base a estos resultados se demuestra que el control de velocidad es robusto incluso ante perturbaciones ya que las rechaza rápidamente.

Para la segunda prueba, se aplicó perturbaciones de viento a favor del empuje (Figura 3.8.) tomando en cuenta que la dirección del viento generado por la hélice y la dirección de la perturbación de viento son iguales.

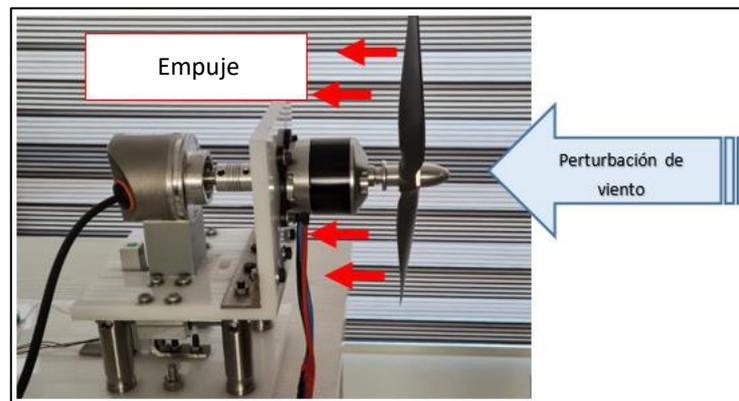


Figura 3.8. Perturbación de viento a favor.

Los resultados obtenidos de las perturbaciones a favor realizadas se muestran en la Figura 3.9., en donde se aplicó tres perturbaciones (A, B y C).

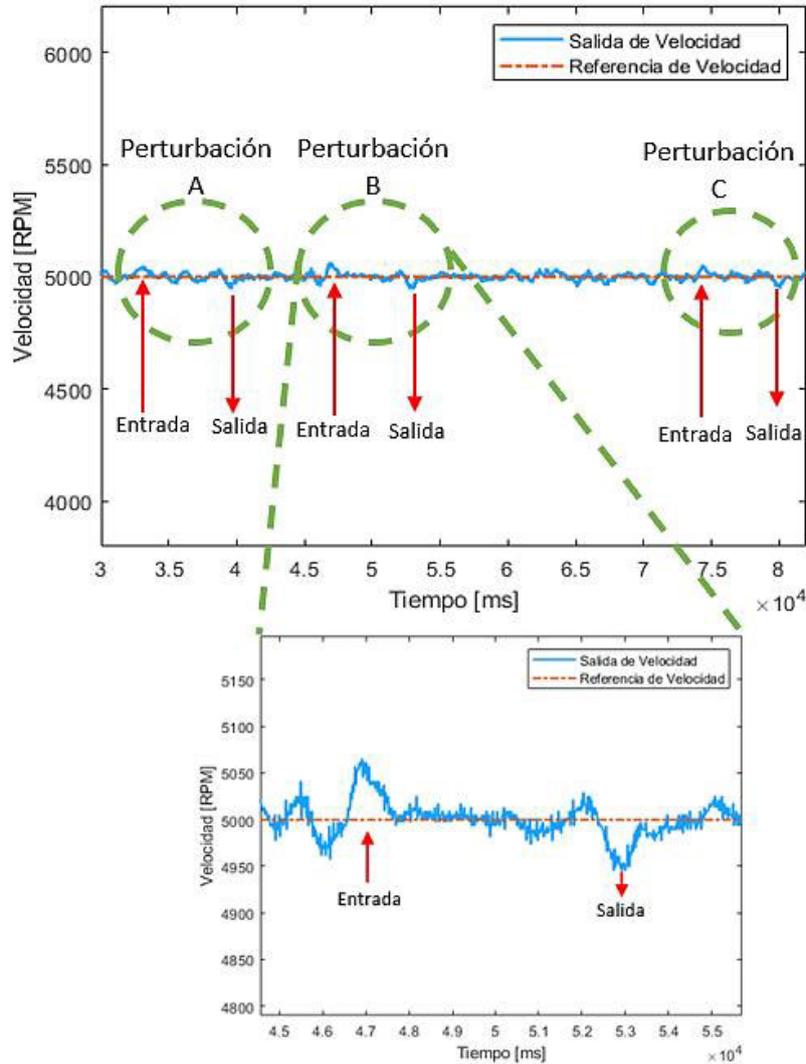


Figura 3.9. Perturbaciones de velocidad con viento a favor.

Para todos los casos se tiene un comportamiento similar en donde al ingresar la perturbación se produce un aumento de velocidad la cual es corregida por el controlador para devolver al sistema a la velocidad de referencia. Al retirar la perturbación se produce como consecuencia una caída de velocidad por un instante de tiempo hasta que el controlador reajusta la señal de control para devolver al sistema a su estado normal de operación. También, se puede observar un acercamiento a la perturbación B, en donde la magnitud de la perturbación cuando ingresa es de 65 RPM y cuando se retira es de 55 RPM.

Tabla 3.4. Perturbaciones de velocidad con viento a favor.

Perturbación	Magnitud de la perturbación [RPM]	Magnitud de la perturbación respecto a la referencia [%]	Tiempo de establecimiento [s]
Entrada perturbación A	49	0.98	1.95
Salida perturbación A	55	1.1	1.45
Entrada perturbación B	65	1.3	1.16
Salida perturbación B	55	1.1	1.93
Entrada perturbación C	53	1.06	1.53
Salida perturbación C	55	1.1	1.22

Al observar los resultados de la Tabla 3.4 se puede notar que las magnitudes de las perturbaciones de velocidad con viento a favor tienen menor incidencia sobre el sistema. Además, los tiempos de rechazo de las perturbaciones siguen siendo menores a los 2 segundos, demostrando nuevamente una rápida reacción del sistema de control ante cualquier tipo de perturbación. En la tercera prueba, se aplicó perturbaciones de carga manuales cuyas magnitudes son mayores a las aplicadas con el soplador usado en las anteriores pruebas, con el objetivo de evaluar más a fondo la robustez del lazo de control interno. Los resultados obtenidos de las perturbaciones de carga realizadas se muestran en la Figura 3.10., en donde se aplicó tres perturbaciones (A, B y C). Su comportamiento es similar al obtenido en la primera prueba.

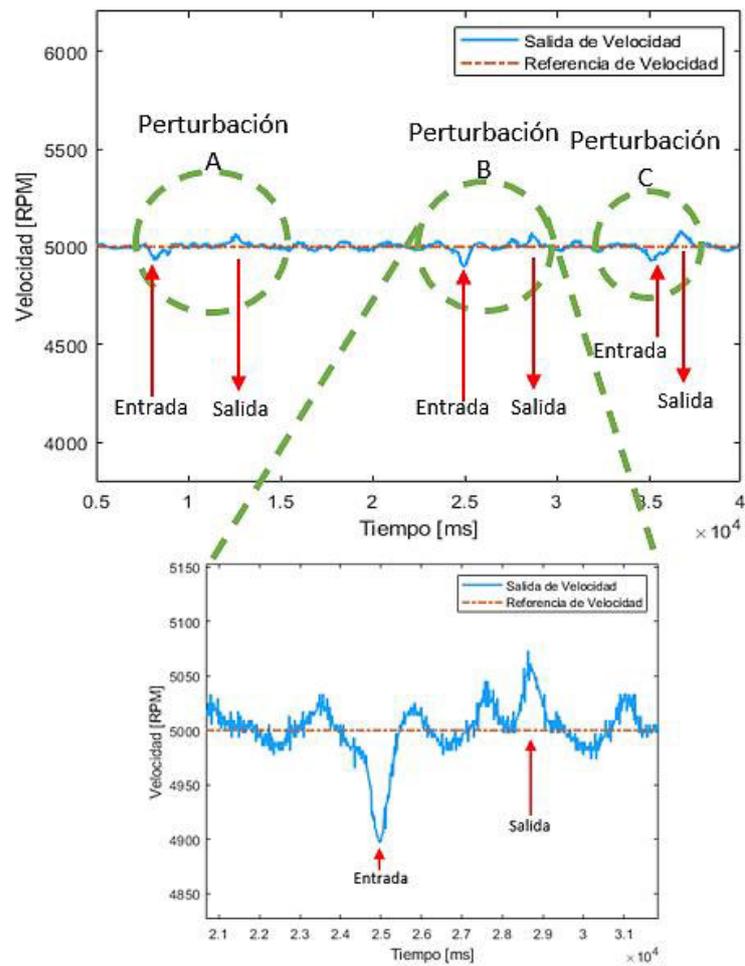


Figura 3.10. Perturbaciones de velocidad con carga.

En la Figura 3.10. también se puede observar un acercamiento a la perturbación B, que es la más fuerte, en donde la magnitud de la perturbación cuando ingresa es de 103 RPM y cuando se retira es de 73 RPM. Comparando los resultados de la Tabla 3.5 con las Tablas 3.3 y 3.4 se puede notar que a pesar de haber aumentado la magnitud de las perturbaciones el tiempo de rechazo de las mismas se mantiene en un tiempo menor a 2 segundos, demostrando que el controlador de velocidad es robusto.

Tabla 3.5. Perturbaciones de velocidad con carga.

Perturbación	Magnitud de la perturbación [RPM]	Magnitud de la perturbación respecto a la referencia [%]	Tiempo de establecimiento [s]
Entrada perturbación B	103	2.06	1.31
Salida perturbación B	73	1.46	1.39

En base a las pruebas presentadas anteriormente, el desempeño del lazo de control interno de velocidad es bastante bueno ya que rechaza correctamente las perturbaciones aplicadas de cualquier magnitud, incluso las perturbaciones de mayor magnitud son rechazadas, a pesar de que esa prueba se realizó únicamente con el objetivo de evaluar a mayor escala la robustez del control interno, debido a que en la realidad no es muy probable que la velocidad del viento genere una caída de velocidad tan grande.

3.2. PRUEBAS DEL LAZO INTERNO DE VELOCIDAD Y LAZO EXTERNO DE POTENCIA (ESQUEMA CASCADA)

Una vez verificado el correcto funcionamiento del lazo de control interno de velocidad a través de las pruebas realizadas en la sección 3.1., se agrega el lazo de control de potencia para completar el esquema en cascada. Cabe recalcar que la señal del controlador de potencia se transforma a velocidad y dicha señal es ahora la referencia para controlar el lazo interno.

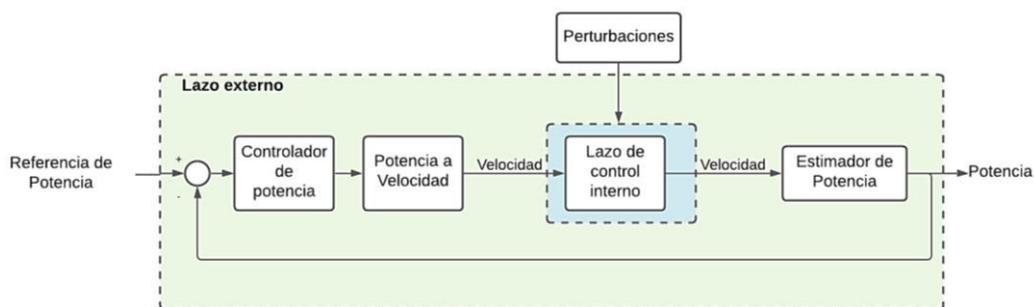


Figura 3.11. Esquema de control cascada.

El esquema de control cascada se sometió a dos tipos de pruebas: pruebas ante cambios de referencia tipo paso y pruebas ante perturbaciones de viento como se detalla a continuación.

3.2.1 Pruebas ante cambios de referencia tipo paso

Esta prueba se realizó con el objetivo de evaluar la capacidad de seguimiento y correcta sintonización del lazo de control externo de potencia diseñado ante diferentes referencias de potencia aplicadas las cuales se indican en la Tabla 3.6.

Tabla 3.6. Cambios de referencia de potencia aplicados.

Referencia de Potencia [W]	Tiempo [s]	Referencia de Potencia [W]	Tiempo [s]
0.11	9.95	200	99.24
1.8	22.27	225	107.6
7.7	30.73	240	116.8
21	39.99	150	123.7
14	45.81	75	130.6
31	51.24	43	134.3
65.5	59.66	21	138.9
122	67.62	36	143.9
91	76.28	12	149.2
130	85.33	0	153.8
170	91.68	—	—

En la Figura 3.12. se observa la respuesta del lazo externo de potencia, Los cambios de referencia a potencias menores a los 20 W presentan un sobre impulso promedio de 23.71%. A partir de los 20 W en adelante la respuesta presenta sobre impulsos mínimos cercanos a cero evidenciándose así que el controlador de potencia posee buenas características en estado transitorio en la mayor parte del rango de operación establecido. El sobre impulso y tiempo de establecimiento para cada cambio de referencia se presentan en la Tabla 3.7.

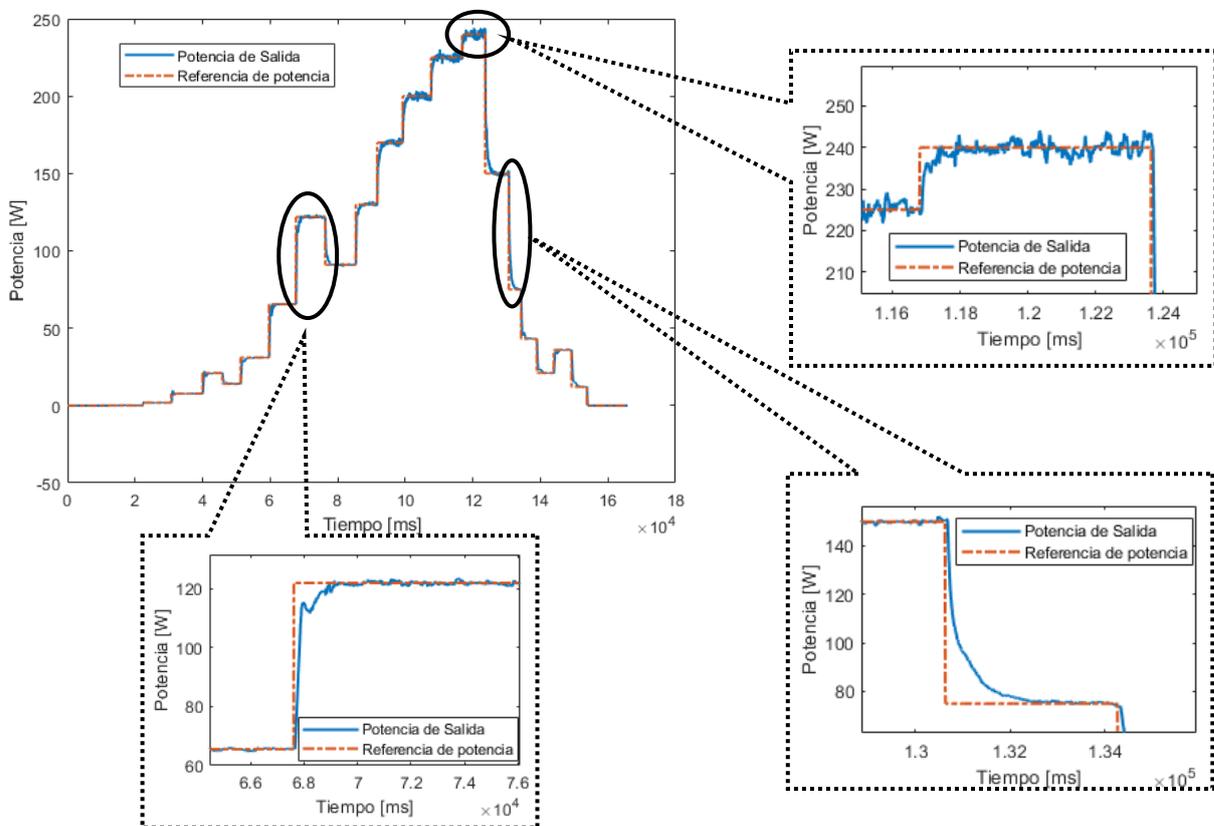


Figura 3.12. Respuesta del lazo de potencia ante cambios de referencia.

Tabla 3.7. Cambios de referencia de potencia aplicados.

Referencia de Potencia [W]	Sobre impulso [%]	Tiempo de establecimiento [s]	Referencia de Potencia [W]	Sobre impulso [%]	Tiempo de establecimiento [s]
0.11	26.27	2.78	200	0	1.56
1.8	37.22	1.91	225	0	1.3
7.7	25.58	1.32	240	0	1.2
21	5.8	1.85	150	0	1.9
14	0	1.71	75	0	2.1
31	0	2.09	43	0	1.9
65.5	0	2.08	21	0	2.3
122	0	1.51	36	0	2.1
91	0	1.43	12	0	2.2
130	0	1.74	0	0	0.2
170	0	2.28	–		–

En la Figura 3.13. se muestra la respuesta de velocidad del lazo de control interno donde la señal en color naranja es la referencia de velocidad que, siguiendo el diagrama de la Figura 3.11., se obtiene transformando la señal de control de potencia que sale del controlador PI de potencia a unidades de velocidad a través del bloque denominado “Potencia a Velocidad”. La señal en azul es la velocidad de salida que genera el controlador PI del lazo interno la cual es necesaria para cerrar el lazo externo de potencia una vez que ésta ingresa al estimador de velocidad a potencia. De esta manera, se confirma una vez más que, tanto el lazo de control externo de potencia como el lazo de control interno de velocidad trabajan adecuadamente de manera conjunta y siguen las referencias establecidas.

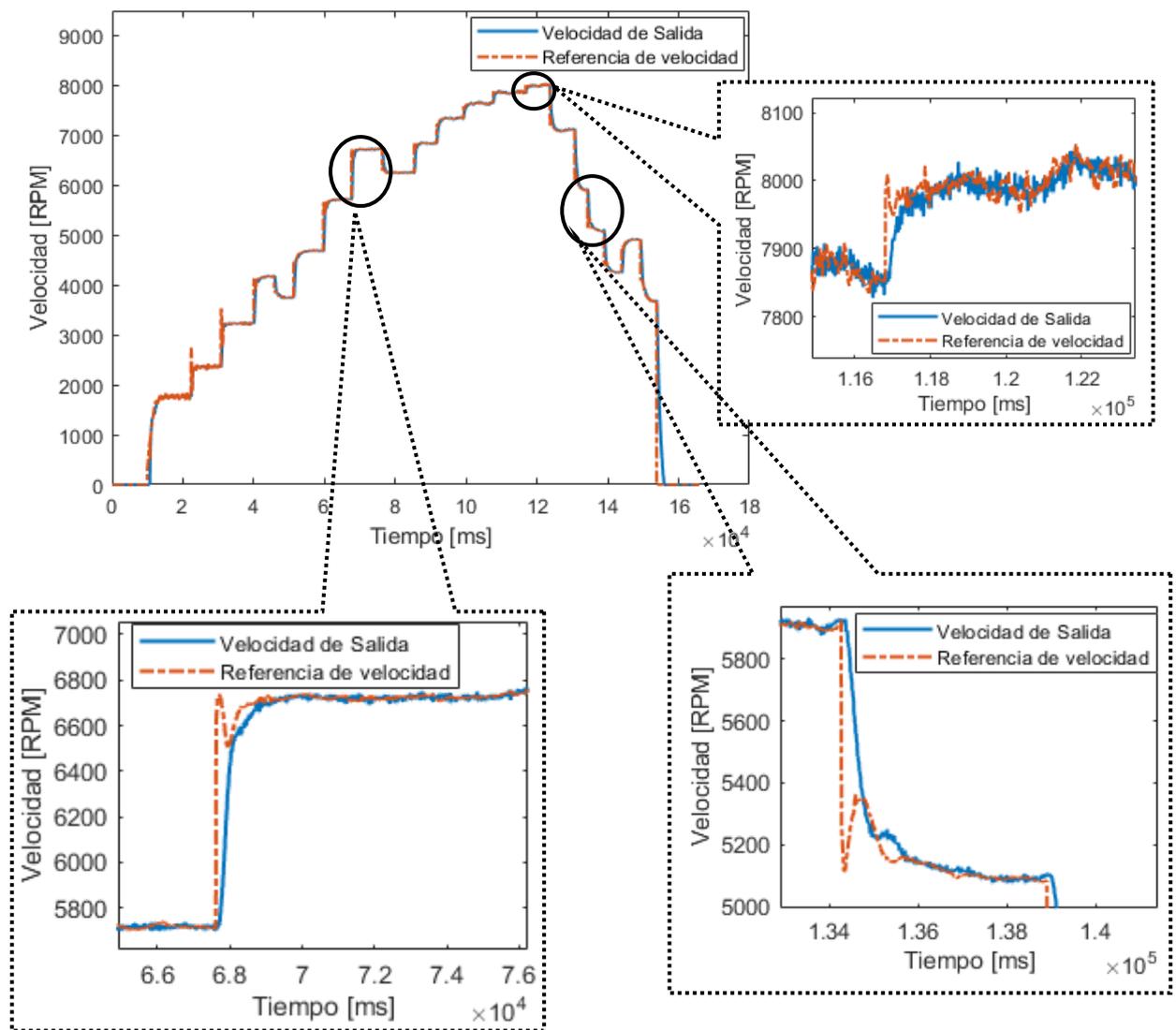


Figura 3.13. Respuesta del lazo de velocidad ante cambios de referencia.

En la Figura 3.14. se presenta la gráfica del empuje de salida generado por el conjunto Motor-Propela medido por la celda de carga. Su comportamiento se adecúa a las referencias de potencia ingresados y se puede notar que a medida que se aumenta la referencia de potencia, el empuje generado aumenta y cuando la referencia de potencia disminuye, el empuje generado tiende a disminuir. A una potencia de 240 W, con una velocidad promedio de 7982 RPM, se obtuvo un empuje de 3.04 Lb aproximadamente.

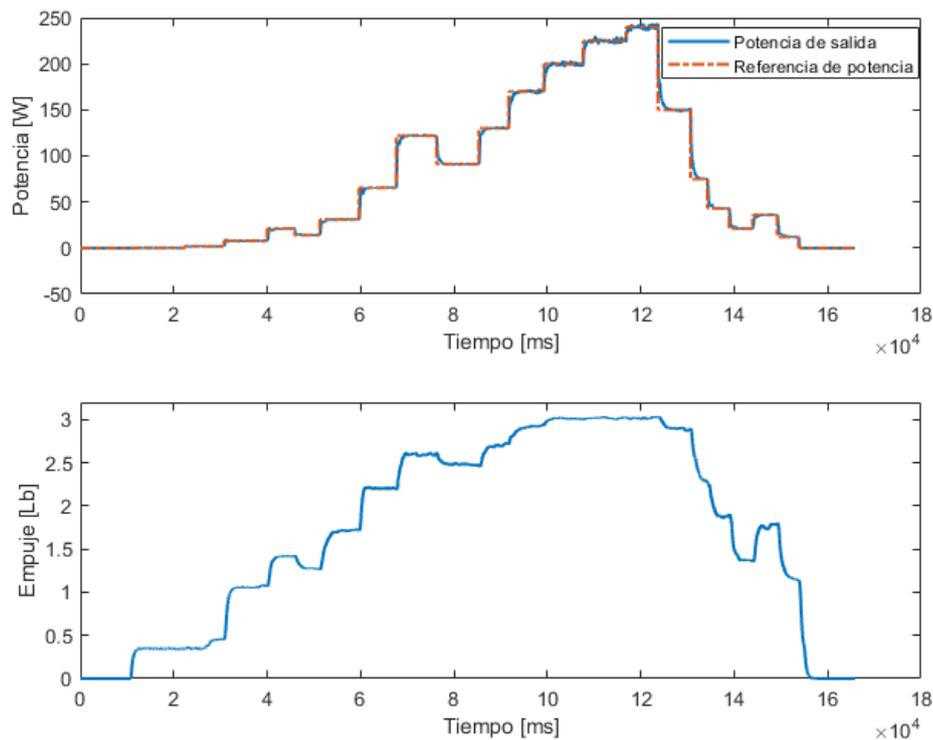


Figura 3.14. Empuje generado en base a la referencia de potencia ingresada.

3.2.2 Pruebas ante perturbaciones de viento

En base a la Figura 3.5. en donde se explica las perturbaciones aplicadas, una perturbación a favor es cuando la dirección del empuje es la misma a la dirección del viento de perturbación; mientras que una perturbación en contra se produce cuando la dirección del empuje y la dirección del viento de perturbación tienen direcciones opuestas.

Se ha utilizado nuevamente el soplador comercial con las características mencionadas en la sección 3.1.2. para aplicar las perturbaciones al esquema en cascada y se realizó los 3 tipos de pruebas: con perturbaciones en contra, con perturbaciones a favor y con perturbaciones manuales.

Para la primera prueba se aplicó perturbaciones en contra del empuje notándose que, al ingresar la perturbación la potencia aumenta debido a que se relaciona con un aumento de carga al motor y para compensar dicho aumento de carga el motor absorbe más corriente, por lo tanto, la potencia tiende a aumentar. Una vez que se retira la carga o perturbación, la potencia disminuye para volver a su condición normal de operación. Dicho comportamiento se observa en la Figura 3.15. a).

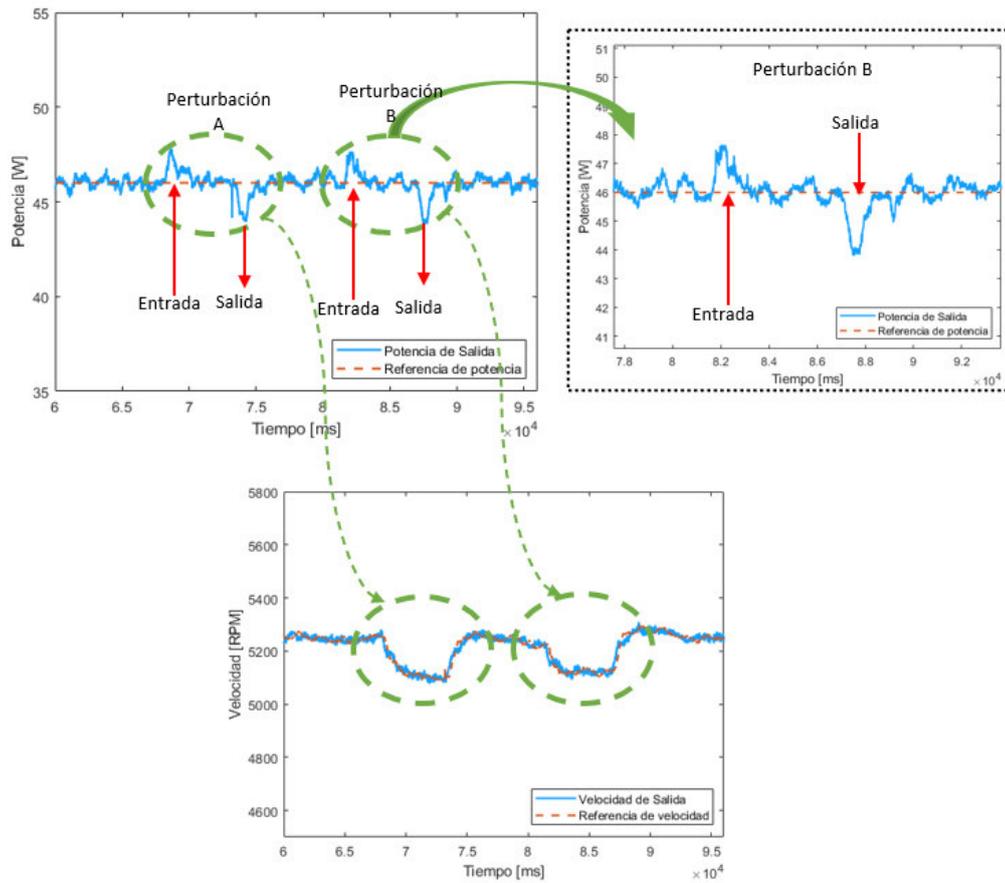


Figura 3.15. Perturbaciones con viento en contra: a) de Potencia, b) Ampliación de la perturbación de potencia y c) de velocidad.

Tabla 3.8. Perturbaciones de potencia con viento en contra.

Perturbación	Magnitud de la perturbación [W]	Magnitud de la perturbación respecto a la referencia [%]	Tiempo de establecimiento [s]
Entrada perturbación A	1.83	3.97	2
Salida perturbación A	2.06	4.47	1.56
Entrada perturbación B	1.63	3.54	1.66
Salida perturbación B	2.12	4.61	1.43

Respecto a la velocidad, nótese que el comportamiento es contrario al de la potencia, es decir, cuando ingresa la perturbación, la referencia de velocidad se recalcula y esta disminuye para reducir el aumento de potencia producido por el aumento de corriente mientras la perturbación se aplica sobre el sistema. Esta nueva referencia se mantiene y una vez que la perturbación es retirada, la referencia de velocidad vuelve a su valor original.

Dicho comportamiento se observa en la Figura 3.15. c). en donde la señal de referencia de velocidad se encuentra en naranja y la señal de salida de velocidad se encuentra en azul.

En la Tabla 3.8. se muestran las magnitudes y tiempos de establecimiento de las perturbaciones de potencia con viento en contra. Nótese que las magnitudes de las perturbaciones en porcentaje respecto a la referencia no superan el 5% y el tiempo de rechazo de las perturbaciones es menor o igual a un 2%. Estos resultados indican que el control está funcionando correctamente y de forma efectiva ante este tipo de perturbaciones reaccionando rápidamente.

Para la segunda prueba, se aplicó perturbaciones de viento a favor del empuje caso contrario al antes mencionado, al ingresar la perturbación la potencia disminuye debido a que se relaciona con una reducción de carga al motor y ante tal situación el motor absorbe menos corriente, por lo tanto, la potencia tiende a disminuir. Una vez que se retira la carga o perturbación, la potencia aumenta para volver a su condición normal de operación. Dicho comportamiento se observa en la Figura 3.16. a).

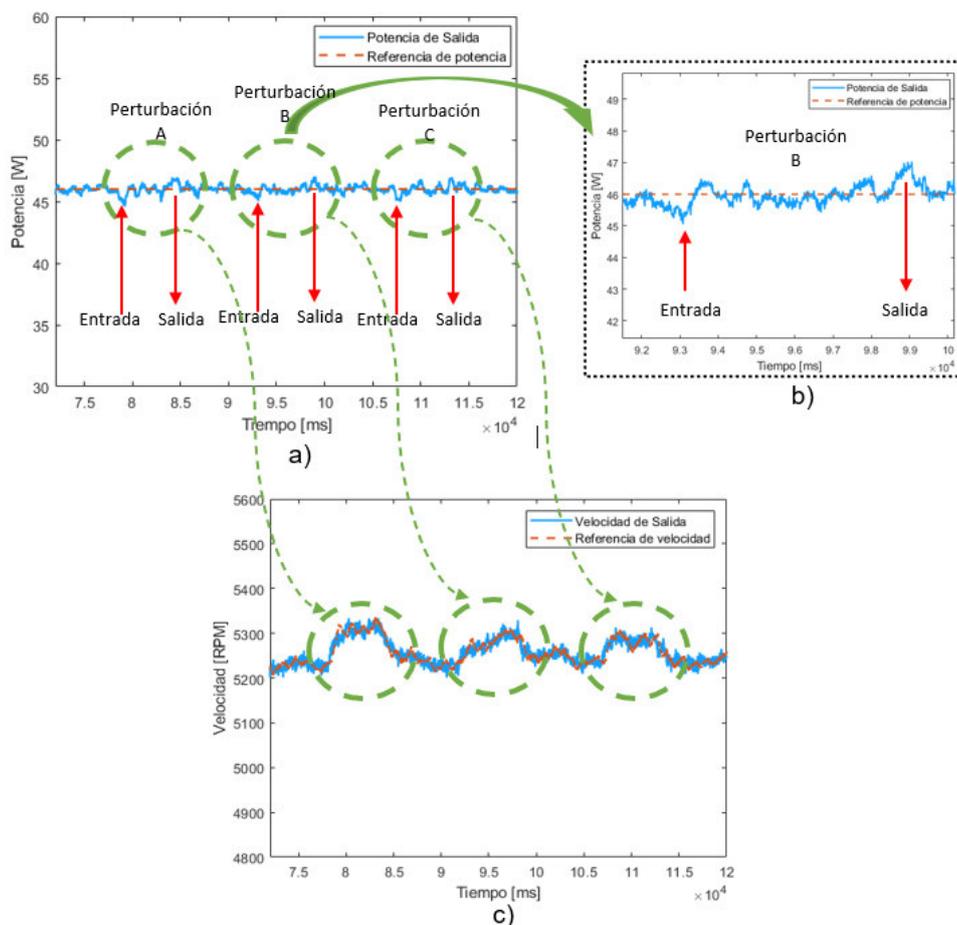


Figura 3.16. Perturbaciones con viento a favor: a) de Potencia, b) Ampliación de la perturbación de potencia y c) de velocidad.

Tabla 3.9. Perturbaciones de potencia con viento a favor.

Perturbación	Magnitud de la perturbación [W]	Magnitud de la perturbación respecto a la referencia [%]	Tiempo de establecimiento [s]
Entrada perturbación A	1.41	3.06	1.44
Salida perturbación A	0.97	2.11	1.82
Entrada perturbación B	0.95	2.06	1.15
Salida perturbación B	1.03	2.24	1.08
Entrada perturbación C	1.02	2.22	1.8
Salida perturbación C	0.96	2.09	1.9

Respecto a la velocidad, cuando ingresa la perturbación la referencia de velocidad se recalcula y esta aumenta para compensar la reducción de potencia producido por la reducción de corriente, mientras la perturbación se aplica sobre el sistema, esta nueva referencia se mantiene y una vez que esta es retirada, la referencia de velocidad vuelve a su valor original. Dicho comportamiento se observa en la Figura **3.16. c)**, en donde la señal de referencia de velocidad se encuentra en naranja y la señal de salida de velocidad se encuentra en azul.

De acuerdo con los resultados que se indican en la Tabla 3.9., nótese que las perturbaciones con viento a favor son de menor magnitud comparadas con las de viento a favor a pesar de que el soplador mantenía las mismas características de funcionamiento, esto indica que las perturbaciones a favor tienen menor incidencia sobre el sistema. Además, los tiempos de rechazo de las perturbaciones aplicadas se mantienen en un rango menor a los 2 segundos.

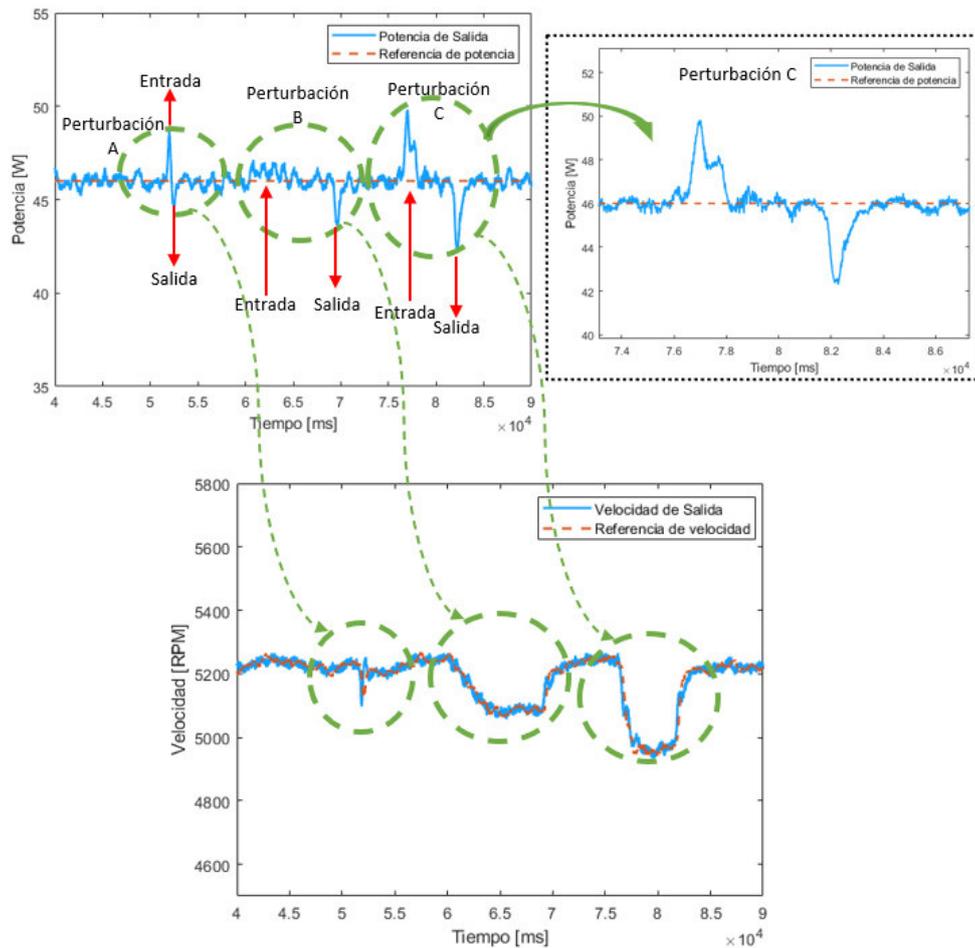


Figura 3.17. Perturbaciones manuales: a) de Potencia, b) Ampliación de la perturbación de potencia y c) de velocidad.

Para la tercera prueba, se aplicó perturbaciones de carga manuales cuyas magnitudes son mayores a las aplicadas con el soplador con el objetivo de evaluar más a fondo la robustez del lazo de control interno. Los resultados obtenidos de las perturbaciones de carga realizadas se muestran en la Figura 3.17., en donde se aplicó tres perturbaciones.

Tabla 3.10. Perturbaciones de potencia manuales

Perturbación	Magnitud de la perturbación [W]	Magnitud de la perturbación respecto a la referencia [%]	Tiempo de establecimiento [s]
Entrada perturbación A	2.74	5.95	0.5
Salida perturbación A	1.39	3.02	0.8
Entrada perturbación B	1.13	2.45	4.5
Salida perturbación B	2.41	5.24	1.55

Entrada perturbación C	3.82	8.3	1.79
Salida perturbación C	3.6	7.82	2.16

Al aplicarse las perturbaciones manuales en contra del empuje, el sistema reacciona de igual manera a la Figura 3.15. En este caso se realizaron perturbaciones distintas, en donde la primera perturbación es rápida, la segunda perturbación se aplica de manera lenta y la tercera de mayor amplitud. Ante todas las perturbaciones el sistema responde a una buena velocidad y con un gran desempeño para rechazar todas ellas.

Al observar la Tabla 3.10., nótese que las magnitudes de las perturbaciones son mayores, sin embargo, los tiempos de rechazo de las perturbaciones para mantener la referencia de 46 W es menor a los 2.2 cuando la perturbación se aplica rápidamente. Para la entrada de perturbación B, el tiempo de rechazo a la perturbación es de 4.5 segundos, esto se debe a que la perturbación fue aplicada de forma gradual hasta llegar a su magnitud máxima. En general, estos resultados indican que el sistema de control implementado es eficaz ante el rechazo de cualquier tipo de perturbaciones de cualquier magnitud y con un tiempo de recuperación de la referencia muy bajo.

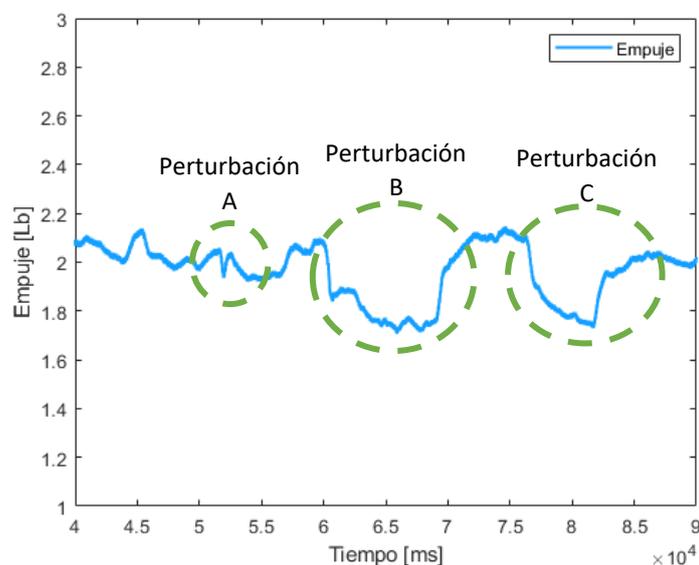


Figura 3.18. Empuje con perturbaciones manuales aplicadas.

En la Figura 3.18. se muestra la gráfica del empuje cuando se aplica perturbaciones manuales. Se puede notar que, al ser perturbaciones en contra del empuje, este disminuye

en la misma proporción de la magnitud de las perturbaciones, es decir, entre mayor sea la perturbación, menor será el empuje de salida.

Al observar el comportamiento de los controladores PI del esquema cascada ante las perturbaciones en contra, se puede notar que además de ser rechazadas, el tiempo que se demora en eliminarlas es corto. Esto se traduce en una reducción del consumo de la energía de la batería ya que cuando una perturbación en contra ingresa, la potencia aumenta junto con la corriente y el controlador al reaccionar de manera rápida trata de disminuir la corriente para volver la potencia a su referencia. De esta manera se disminuye el consumo de energía de la batería permitiendo que su duración sea mayor y por lo tanto, ayudando a obtener una mayor autonomía del UAV.

3.3. CURVAS DE VELOCIDAD, POTENCIA, TORQUE Y EFICIENCIA

Uno de los objetivos del presente trabajo de titulación es analizar la eficiencia energética del sistema de propulsión, por este motivo es necesario obtener las curvas de velocidad vs Torque, Eficiencia vs Potencia y Eficiencia vs Velocidad.

Se realizó una prueba con pasos de potencia únicamente de subida de 0 a 240 W para observar la tendencia de las curvas mencionadas anteriormente. Los datos obtenidos se indican en la Tabla 3.11.

Tabla 3.11. Prueba pasos de subida de potencia.

Velocidad [RPM]	Potencia [W]	Torque [Nm]	Eficiencia [%]
1763	0,11	0,00059583	99,95
2363	1,8	0,00727433	99,42
3230	7,7	0,02276525	98,68
3750	14	0,03565176	98,22
4177	21	0,04801081	97,89
4693	31	0,06308053	97,54
5721	65,5	0,10933357	96,49
6257	91	0,13888631	95,99
6727	122	0,17318991	95,36
6851	130	0,18120642	95,22
7117	150	0,20126974	94,94
7356	170	0,22069444	94,64
7648	200	0,24972746	94,21
7868	225	0,27308784	93,86
7996	240	0,28663066	93,71

En la Figura 3.19. se muestra la curva Torque vs Velocidad de tendencia exponencial creciente que, a medida que aumenta la velocidad, aumenta el torque como consecuencia de compensar la carga (propela) que trata de frenar la rotación del motor. Cabe recalcar que el torque es de aproximadamente cero cuando no se tiene acoplada una carga al eje.

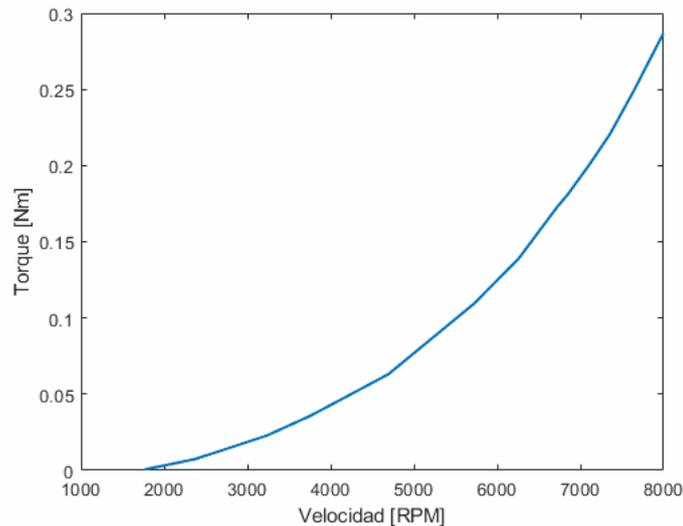


Figura 3.19. Torque vs Velocidad.

Teniendo en cuenta que la potencia mecánica es el producto del torque y la velocidad, cuando no hay torque o no hay rotación, no se produce potencia. Además, la potencia eléctrica se obtiene sumando la potencia mecánica con las pérdidas en los devanados (producto de la corriente al cuadrado por la resistencia del devanado).

La eficiencia de un motor se determina dividiendo la potencia mecánica de salida por la potencia eléctrica de entrada. Para obtener la mejor relación entre ambas variables y optimizar la eficiencia general del sistema es necesario realizar pruebas con diferentes tamaños de propelas para hallar un equilibrio entre el torque y la velocidad. Sería lógico pensar que, si se utiliza la propela más grande posible, ésta generará una mayor eficiencia, sin embargo, esto no es tan cierto porque el motor está con control en lazo cerrado y trataría de hacer un esfuerzo sumamente grande para hacerla girar pudiendo llegar a la región de sobrecarga y por tanto alta corriente que circularía por los devanados del motor haciendo que la eficiencia caiga por pérdidas en el cobre. Si se hace lo contrario, tampoco sería conveniente, ya que al hacer que el motor gire más rápido con una propela muy pequeña también reduciría la eficiencia ya que el torque sería muy bajo reduciendo así la eficiencia.

En este trabajo no se adentrará en realizar pruebas de las diferentes propelas y se ha escogido una propela que se encuentra dentro del rango de mayor eficiencia recomendada por el fabricante (Propela 12x8E) como ya se había mencionado en el Capítulo 2.

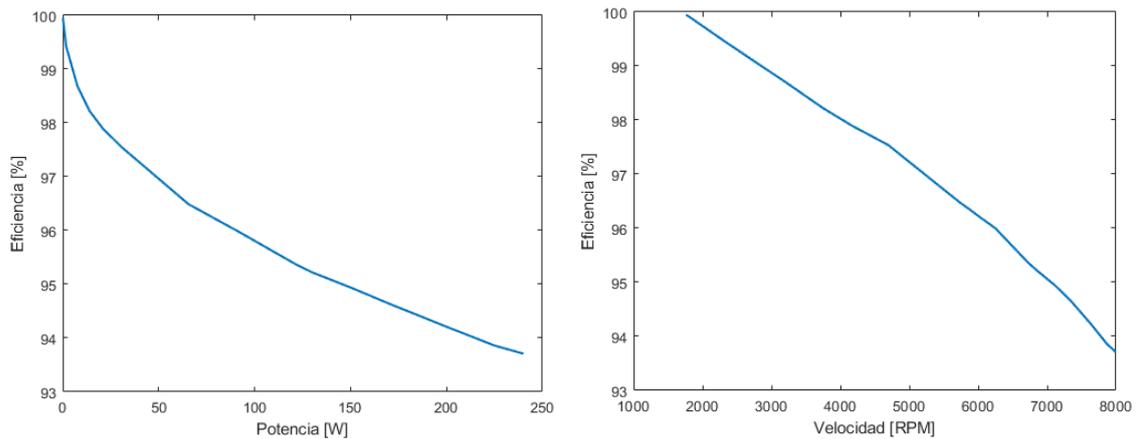


Figura 3.20. a) Eficiencia vs Potencia y b) Eficiencia vs Velocidad

En la gráfica 3.20. se puede observar que la eficiencia máxima obtenida en esta prueba fue del 99.42 % trabajando a mínima potencia y la eficiencia mínima es del 93.71% trabajando a potencia máxima. Esto indica que en general el motor junto con la propela trabaja alrededor de su punto óptimo de operación reflejando un equilibrio adecuado entre el torque y la velocidad.

3.3.1 Cálculo de incertidumbres [66]

Con el fin de validar las mediciones realizadas se realiza el análisis de incertidumbres causados por los sensores y módulos de adquisición del IPC. En la Tabla 3.12. se muestran las incertidumbres sistemáticas de los parámetros medidos.

Tabla 3.12. Incertidumbres sistemáticas de los parámetros medidos

Medida	Error
Módulo de entradas analógicas EL3064	Calibración: ± 0.3 % FS
Celda de carga 10 Kg	Calibración: ± 0.05 %FS Repetibilidad: ± 0.03 %FS
Encoder	Calibración: 0.01% FS
Power module V1.0	Repetibilidad: Sensor Voltaje: 0.16% FS Sensor de Corriente: ± 0.37 %FS

*Nota:

- (1) El fondo de escala FS del EL3064 es 16 bits incluido el signo (32767)
- (2) El fondo de escala de la celda de carga es 10Kg (22lb)
- (3) El fondo de escala del preestablecido del encoder es 8000 RPM
- (3) El fondo de escala del preestablecido del sensor de corriente es 20 A

Cálculo de Incertidumbre en la medición de empuje

$$\left(\frac{de}{e}\right)^2 = e_{cal}^2 + e_{rep}^2 + e_{res}^2$$

$$e_{cal} = \frac{0.0005}{2} = 0.00025$$

$$e_{rep} = \frac{0.0003}{\sqrt{3}} = 0.000173$$

$$e_{res} = \frac{0.003/2}{\sqrt{3}} = 0.000866$$

$$\frac{de}{e} = 0.000917$$

Cálculo de Incertidumbre en la medición de velocidad

$$\left(\frac{d\omega}{\omega}\right)^2 = \omega_{cal}^2$$

$$\omega_{cal} = \frac{0.0001}{2} = 0.00005$$

$$\frac{d\omega}{\omega} = 0.00005$$

Cálculo de Incertidumbre en la medición de voltaje

$$\left(\frac{dv}{v}\right)^2 = v_{rep}^2 + v_{res}^2$$

$$v_{rep} = \frac{0.0016}{\sqrt{3}} = 0.000923$$

$$v_{res} = \frac{0.003/2}{\sqrt{3}} = 0.000866$$

$$\frac{dv}{v} = 0.00126$$

Cálculo de Incertidumbre en la medición de corriente

$$\left(\frac{di}{i}\right)^2 = i_{rep}^2 + i_{res}^2$$

$$i_{rep} = \frac{0.0037}{\sqrt{3}} = 0.002136$$

$$i_{res} = \frac{0.003/2}{\sqrt{3}} = 0.001068$$

$$\frac{di}{i} = 0.002388$$

Cálculo de Incertidumbre en la medición de potencia

$$P = E * i$$

$$P = \frac{\omega}{Kv} * i$$

$$\left(\frac{dP}{P}\right)^2 = \left(\frac{d\omega}{\omega}\right)^2 + \left(\frac{di}{i}\right)^2$$

$$\frac{dP}{P} = \sqrt{0.00005^2 + 0.002388^2} = 0.002388$$

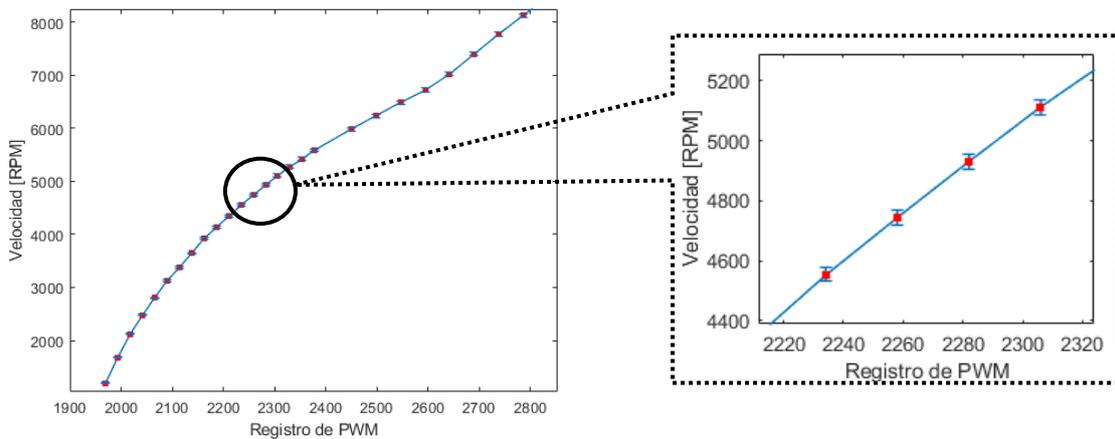


Figura 3.21. a) Velocidad vs Registro de PWM con incertidumbres,

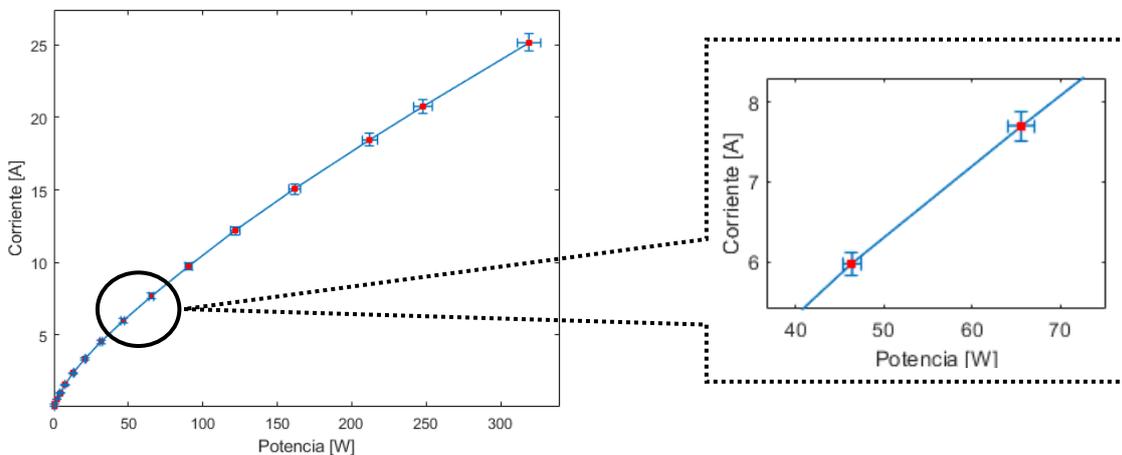


Figura 3.22. Corriente vs Potencia con incertidumbres,

3.4. COMPARACIÓN DE RESULTADOS DEL MODELO EN MATLAB/SIMULINK CON LA IMPLEMENTACIÓN FÍSICA

Para poder efectuar la comparación entre los sistemas de control (Simulado y Físico) se requiere que ambos modelos se encuentren bajo las mismas condiciones, es decir, que ambos trabajen, ya sea en el dominio del tiempo continuo, o en el dominio del tiempo discreto. Debido a que la implementación física del sistema de control se lo hizo a través

del IPC C6015-0010 todos los datos recopilados son discretos, por lo tanto, para realizar la comparación es necesario que el sistema implementado en Matlab/Simulink también sea discreto.

Como se mencionó en el capítulo dos, los controladores se encuentran en el dominio de tiempo continuo, sin embargo, el IPC se encarga de discretizarlos a través de la regla trapezoidal (Tustin) usando un tiempo de muestreo de 10 ms, debido a esto los controladores simulados se discretizaron bajo la misma regla obteniendo así sus respectivas funciones de transferencia discretas representadas por las ecuaciones 3.1 y 3.2.

Controlador del lazo interno de velocidad:

$$G_{cv}(z) = \frac{0.6345z - 0.6183}{z - 1} \quad (3.1)$$

Controlador del lazo externo de potencia:

$$G_{cp}(z) = \frac{0.7713z - 0.7565}{z - 1} \quad (3.2)$$

Una vez discretizados los controladores se utilizó el siguiente esquema discreto (Figura 3.23.) con la referencia que se muestra en la Tabla 3.13.

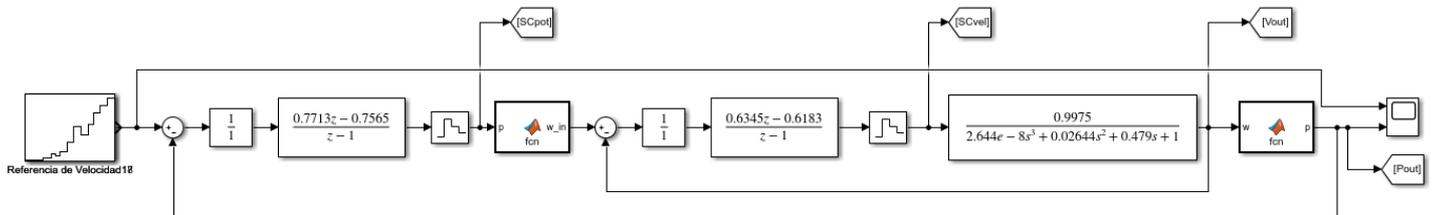


Figura 3.23. Esquema de control en cascada discreto.

Tabla 3.13. Cambios de referencia de potencia aplicados.

Referencia de Potencia [W]	Tiempo [s]	Referencia de Potencia [W]	Tiempo [s]
0.11	9.95	122	67.62
1.8	22.27	91	76.28
7.7	30.73	130	85.33
21	39.99	170	91.68
14	45.81	200	99.24
31	51.24	225	107.6
65.5	59.66	240	116.8

En la Figura 3.23. se observa la respuesta de la potencia de salida del lazo externo tanto para la planta simulada como para la planta real, además en la Tabla 3.14 se muestran los índices de cada respuesta.

Tabla 3.14. Índices de desempeño de la potencia de salida.

Planta	Índice ISE
Simulada	$1.729 * 10^6$
Real	$1.748 * 10^6$

En base a los índices de la Tabla 3.7 se observa que el desempeño del sistema de control cascada simulado es mejor que el de la planta real por una mínima diferencia. Cabe mencionar que el ISE es un índice que matemáticamente calcula la integral del error al cuadrado, por lo tanto, las variaciones del error se irán acumulando a lo largo del tiempo haciendo que su valor tienda al infinito; por este motivo es que se obtienen valores muy altos. Sin embargo, lo que hay que tener en cuenta es que el ISE de la planta real respecto a la planta simulada tiene un porcentaje de similitud del 91.26% indicando que el sistema de control aplicado a la planta real trabaja según lo esperado a la simulación previamente realizada.

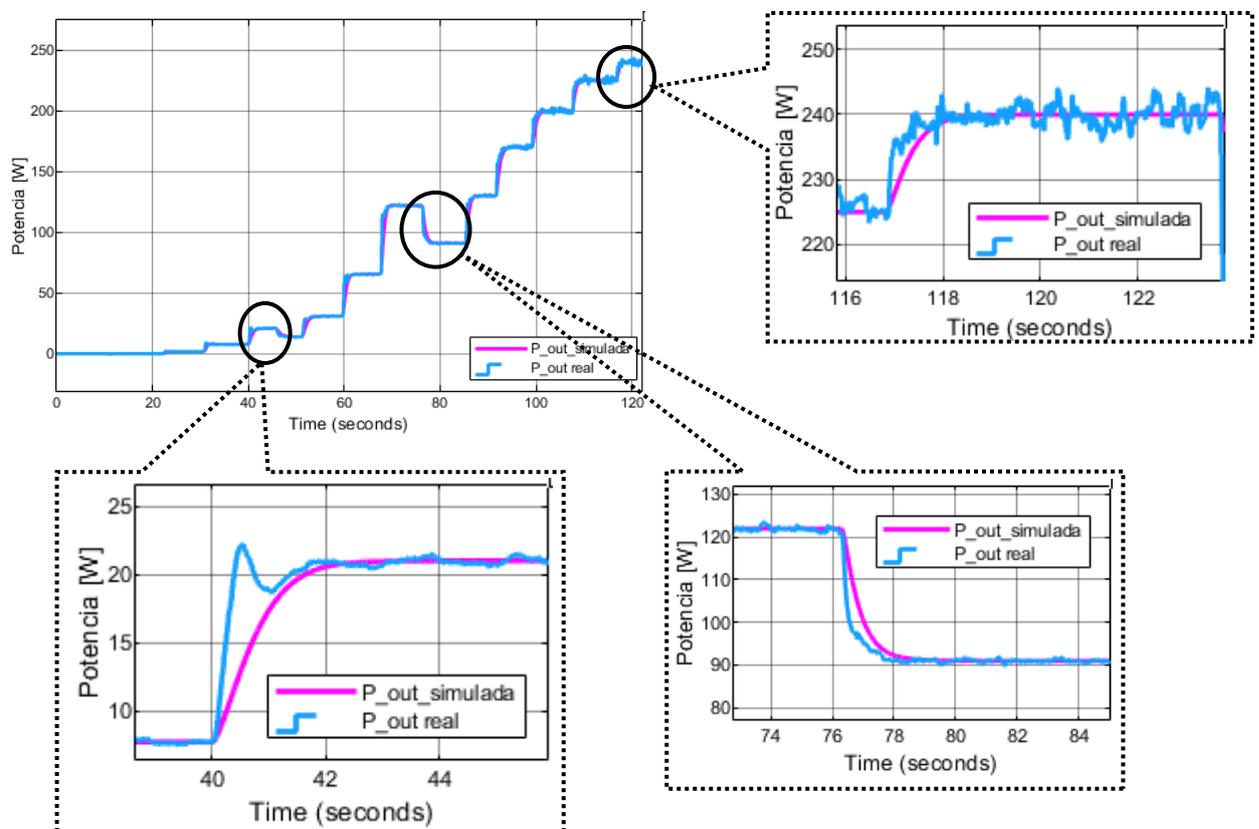


Figura 3.23. Comparación de la potencia de salida real vs la potencia de salida simulada.

En la Figura 3.24. se observa la respuesta de la velocidad de salida del lazo interno tanto para la planta simulada como para la planta real, además en la Tabla 3.15 se muestran los índices de cada respuesta.

Tabla 3.15. Índices de desempeño de la velocidad de salida.

Planta	Índice ISE
Simulada	$3.645 * 10^9$
Real	$3.715 * 10^9$

En base a los índices de la Tabla 3.14 se observa que el desempeño del lazo de control interno simulado de velocidad es mejor que el de la planta real por una mínima diferencia, siendo el porcentaje de similitud entre ambas respuestas del 93.543%. Nótese que en el primer paso de velocidad existe una mayor diferencia entre ambas salidas, debido a que, al trabajar a velocidades bajas, la corriente es muy pequeña y por consecuencia el voltaje de salida del sensor es más pequeño, este sensor se encuentra acoplado a un circuito de amplificación que cuenta con potenciómetros los cuales permiten regular la ganancia, sin embargo, estos no permiten colocar el valor exacto de resistencia requerido. Es por esta razón que al trabajar con velocidades bajas se nota una mayor diferencia entre ambas señales por la falta de exactitud de los potenciómetros.

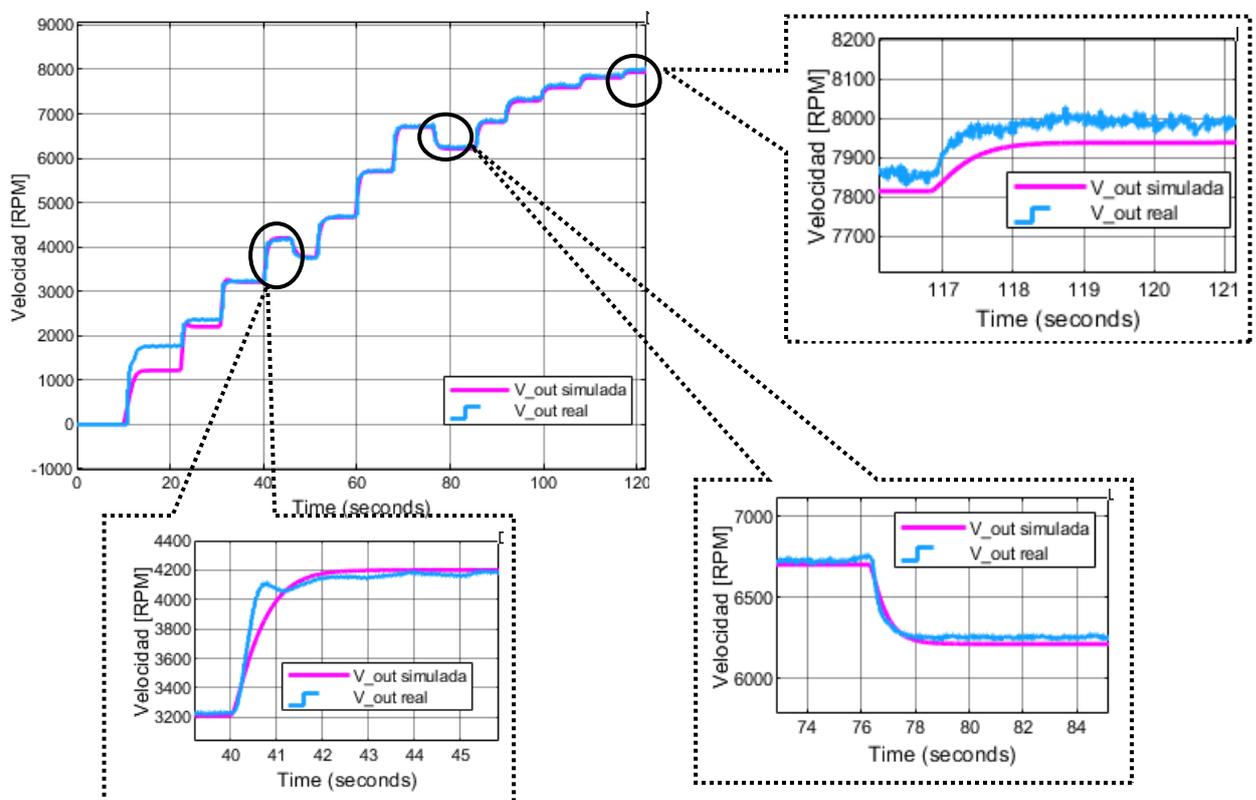


Figura 3.24. Comparación de la velocidad de salida real vs la velocidad de salida simulada.

En la Figura 3.25. se muestran las señales de control del PI de potencia, nótese que a potencias altas el esfuerzo de control que realiza el controlador de la planta real es mayor comparado con el de la planta simulada, esto se debe a que la ecuación que define la corriente estimada a partir de la potencia presenta ligeros errores de ajuste a medida que se trabaja a potencias altas, sin embargo, no representa un problema significativo ya que se encuentra dentro de los límites permitidos de trabajo del elemento final de control (ESC). Además, mediante la Tabla 3.16 se observan los índices de desempeño de los controladores en donde el ISU de la planta Real tiene un error de 4.31% respecto al ISU de la planta simulada resultando un valor pequeño y evidenciando que existe una gran similitud entre ambos.

Tabla 3.16. Índices de desempeño del controlador de potencia.

Planta	Índice ISU
Simulada	$1.783 * 10^6$
Real	$1.86 * 10^6$

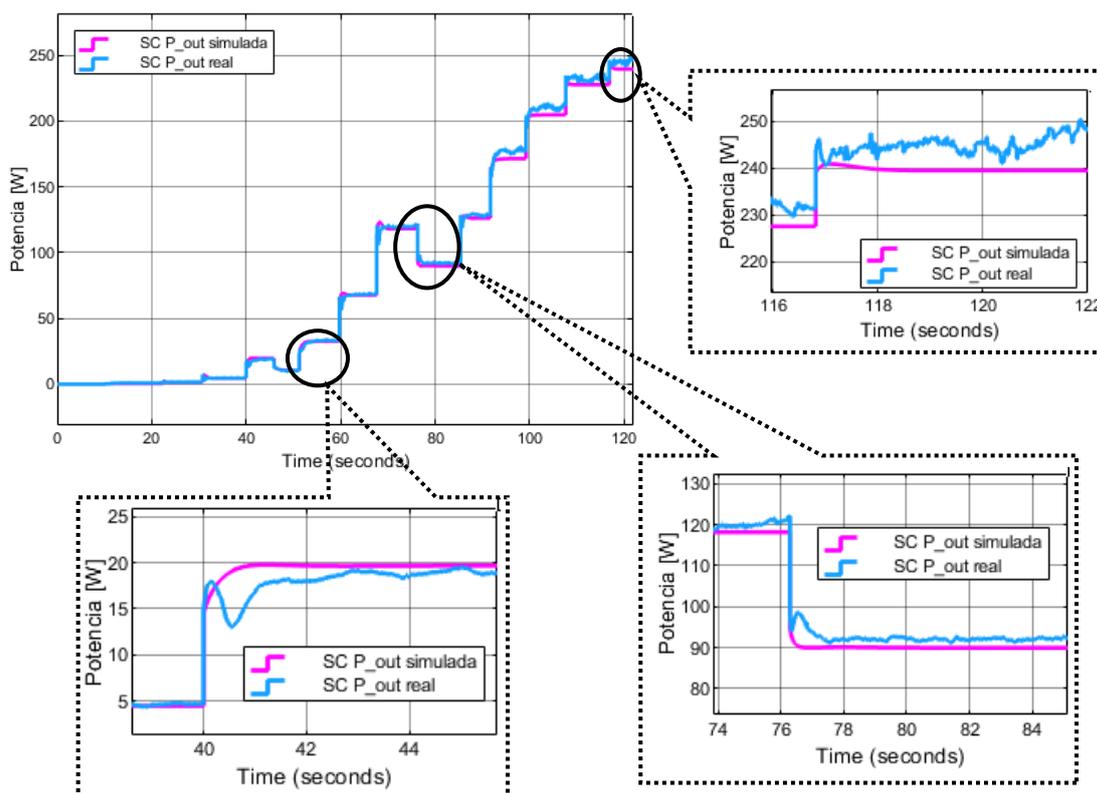


Figura 3.25. Comparación de la señal de control de potencia real vs la señal de control de potencia simulada.

En la Figura 3.26. se muestran las señales de control del PI de velocidad, nótese que a velocidades bajas el esfuerzo de control que realiza el controlador de la planta real es mayor comparado con el de la planta simulada, esto debido al inconveniente de los

potenciómetros antes mencionado. Sin embargo, al comparar el índice ISU de la planta real con el de la planta simulada se tiene un error del 2.67% siendo un error pequeño y despreciable para el control.

Tabla 3.17. Índices de desempeño del controlador de velocidad.

Planta	Índice ISU
Simulada	$3.695 * 10^9$
Real	$3.794 * 10^9$

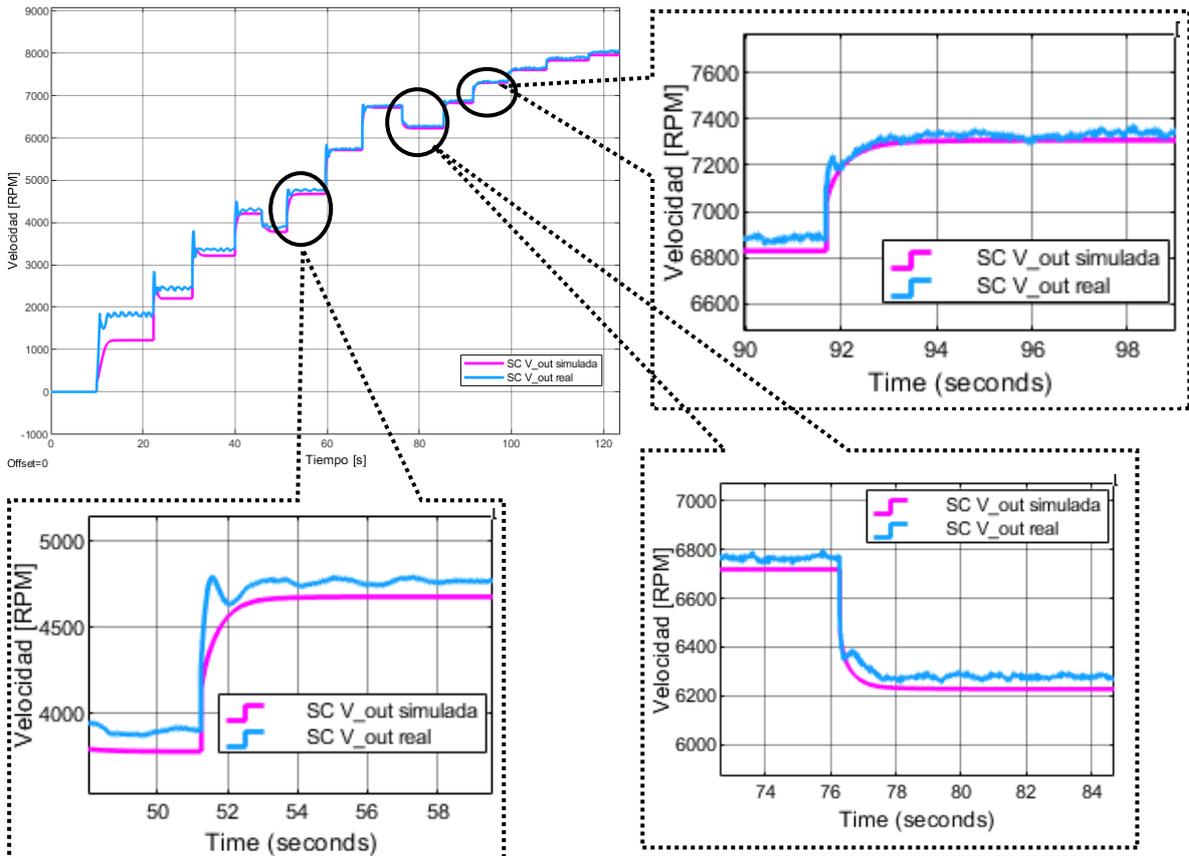


Figura 3.26. Comparación de la señal de control de velocidad real vs la señal de control de velocidad simulada.

4. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1. CONCLUSIONES

- Se diseñó e implementó un sistema de control en lazo cerrado para un sistema de propulsión eléctrico de un UAV de ala fija a través de un computador industrial-IPC.
- Se realizó la revisión bibliográfica acerca de los modelos dinámicos correspondientes a los sistemas eléctricos de propulsión para UAVs de ala fija, sus sistemas de control asociados, funcionamiento básico del software de programación TwinCAT 3 y demás herramientas que incluye el computador industrial (IPC) disponible como parte de los equipos del proyecto PIMI 18-01.
- El esquema de control cascada implementado, que cuenta con un lazo de control externo de potencia y un lazo de control interno de velocidad, es capaz de permitir el ingreso de diferentes referencias de potencia y asegurar un correcto seguimiento de las mismas con o sin perturbaciones de viento.
- La herramienta Scope View Professional permite obtener apropiadamente los datos de los sensores de corriente, voltaje, velocidad y empuje en tiempo real para almacenarlos en un archivo Excel y con ellos obtener un modelado más preciso del sistema real, mejorando el diseño de los controladores en la práctica.
- La adecuada elección del tiempo de muestreo tanto para la toma de datos como para el diseño de controladores en tiempo discreto es indispensable, esto debido a que un tiempo de muestreo muy alto causaría la pérdida de algunos datos, mientras que un tiempo de muestreo muy bajo causaría la saturación de datos dentro del IPC ocupando demasiada RAM.
- Se implementó de manera satisfactoria un tablero de control didáctico, una interfaz gráfica de operador y un banco de pruebas de un sistema eléctrico de propulsión que interactúan entre ellos para brindan un control y una supervisión adecuada del funcionamiento del banco de pruebas.
- Los resultados presentados evidencian un rizado en la señal de salida de potencia y velocidad debido a la vibración producida por el motor brushless, esta vibración se traslada al encoder a través del acople mecánico. Sin embargo, esta vibración resulta mínima ya que se utilizó un acople flexible que minimiza estos efectos generando una señal apropiada para realizar el control del banco de pruebas.

- Se compensó de manera eficiente las perturbaciones de viento colocadas sobre el conjunto motor-propela, concluyendo que ante la rápida respuesta del controlador se reduce el consumo de energía de la batería para brindando una mayor duración de la misma y una mayor autonomía del UAV.
- Se realizó la comparación del modelo implementado en Matlab/Simulink con el modelo real del sistema de propulsión incluyendo los controladores para cada uno de ellos, para lo cual se utilizaron los datos tomados de los sensores usando el IPC y herramientas de aproximación matemática para obtener de forma experimental las funciones de transferencia que representan el comportamiento dinámico del sistema e implementarlos en Simulink; usando los mismos datos de los sensores durante una prueba determinada se superpusieron ambos modelos obteniendo un porcentaje de similitud del 91.26% concluyendo que el modelamiento del sistema y el diseño de los controladores es satisfactorio.
- Se realizó el diseño e implementación de un sistema de control en cascada para un sistema de propulsión eléctrico de un UAV con resultados satisfactorios de seguimiento y rechazo a perturbaciones tomando como variables principales el voltaje, la corriente, la velocidad y la potencia, sin embargo, para futuros trabajos agregar al modelo dinámico variables como altura, ángulos de orientación, humedad, temperatura, etc. aportará a la construcción gradual de un modelo de propulsión de un UAV más cercano a uno real.

4.2. RECOMENDACIONES

- Se recomienda que, para la construcción del banco de pruebas se trabaje con una estructura lo suficientemente capaz de soportar el empuje generado por el motor y la vibración que produce el mismo, ya que puede llegar a ocasionar accidentes y problemas en la adquisición de señales del banco de prueba.
- Se recomienda que para futuros trabajos se agregue al modelo dinámico variables como altura, ángulos de orientación, humedad, temperatura, etc. con el fin de que se vaya construyendo de manera gradual un modelo de un sistema de propulsión de un UAV más cercano al real.
- Una de las tareas más importantes antes de escoger cualquier sensor, es verificar que sea compatible con el rango de entrada y características de funcionamiento de

los módulos del IPC seleccionados previamente. O en el caso contrario de que se tenga previamente los sensores y aun no se haya determinado las características de los módulos del IPC, escoger tales módulos correctamente.

- Se recomienda leer las hojas de datos de los fabricantes de motores brushless DC ya que en estas se incluyen recomendaciones para la selección de baterías de alimentación, propelas y controladores electrónicos de velocidad (ESC).
- En el caso de realizar la identificación de modelos de manera experimental se recomienda utilizar instrumentos de medición con alta resolución, precisión y exactitud con el fin de obtener resultados más cercanos a la realidad.

5. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] A. Coello and G. Ballesteros, "Fotogrametría de UAV de ala fija y comparación con topografía clásica.," Proyecto Fin de Carrera/Grado, E.T.S.I. en Topografía, Geodesia y Cartografía (UPM), Madrid, 2015. Accessed: Apr. 05, 2021. [Online]. Available: http://oa.upm.es/34699/?fbclid=IwAR3DeLIL_bsO6qddK1GYkoPRZaKWO9lkGptzlvQHPYLRttdnNhwlUTdvYo
- [2] P. Baquero and R. Vásquez, "Empleo de los UAV, en operaciones de seguridad y vigilancia en las áreas estratégicas en el Ecuador.," *Revista de Ciencias de Seguridad y Defensa*, vol. 4, no. 4, pp. 83–100, May 12, 2018. Accessed: Apr. 05, 2021. [Online]. Available: http://geo1.espe.edu.ec/wp-content/uploads/2019/02/art4-5.pdf?fbclid=IwAR18bztA2ckExR04Nfpz4Egyqhh036kB3flgCV8N_HIDo1sRGeFMi3o4BD8
- [3] J. Sani, A. Tierra, and A. Robayo, "Vehículos aéreos no tripulados - UAV para la elaboración de cartografías escalas grandes referidas al marco de referencia SIRGAS-ECUADOR," Sangolqui, Pichincha, Ecuador, 2015, vol. 10, pp. 112–116. Accessed: Apr. 05, 2021. [Online]. Available: https://journal.espe.edu.ec/ojs/index.php/cienciaytecnologia/article/view/34?fbclid=IwAR1vG3PerfUPujpP0yxaEaj9M0SQT0_ZtdWBUU21Y-MvsP0X4ywaByZiwl0
- [4] A. González, G. Amarillo, M. Amarillo, and F. Sarmiento, "Drones Aplicados a la Agricultura de Precisión," *Publicaciones e investigación*, vol. 10, no. 0, pp. 23–37, Mar. 2016, doi: <https://doi.org/10.22490/25394088.1585>.
- [5] J. Macancela and P. Lucero, "Procesamiento de imágenes mediante el uso de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) para el monitoreo y detección de incendios forestales," Proyecto Fin de Carrera/Grado, Universidad Politécnica Salesiana, Cuenca, Ecuador, 2016. Accessed: Apr. 05, 2021. [Online]. Available: <https://dspace.ups.edu.ec/handle/123456789/12352>
- [6] E. Valencia, V. Alulema, and D. Rodríguez, "Wetland Monitoring Using Unmanned Aerial Vehicles with Electrical Distributed Propulsion Systems," in *Propulsion Systems*, IntechOpen, 2019. [Online]. Available: 10.5772/intechopen.84402
- [7] Escuela Politécnica Nacional, "Doctorado en Ciencias de la Mecánica," *Líneas de investigación*. https://doctoradomecanica.epn.edu.ec/index.php/es/investigacion/lineas-de-investigacion?fbclid=IwAR17REBUFcjk_oZ8FBzXO3uADJtfaU0NscqdwX-snGi1kU8_RjbQYYkIC0Q (accessed Apr. 05, 2021).
- [8] V. Alulema, E. Valencia, E. Toapanta, C. Guaila, and M. Pazmiño, "Performance Assessment of a Variable-Span Morphing Wing Small UAV for High Altitude Surveillance Missions," presented at the AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum, Aug. 2020. doi: <https://doi.org/10.2514/6.2020-3962>.
- [9] J. Barzallo, "Desarrollo y Construcción de un Vehículo Aéreo No Tripulado de Despegue y Aterrizaje Vertical," Proyecto Fin de Carrera/Grado, Universidad San Francisco de Quito, Quito, Ecuador, 2018. Accessed: Apr. 05, 2021. [Online]. Available: <https://repositorio.usfq.edu.ec/bitstream/23000/7311/1/137868.pdf>
- [10] K. Namuduri, S. Chaumette, J. H. Kim, and J. Sterbenz, *UAV Networks and Communications*, vol. 1, 1 vols. Cambridge: Cambridge University Press, 2017. Accessed: Jul. 16, 2021. [Online]. Available: <https://www.cambridge.org/core/books/uav-networks-and-communications/6E20641A2B1F493FBA5BAC977F2E06F7>
- [11] P. Ruipérez, "Diseño y Fabricación de un dron," Universidad Politécnica de Valencia, Valencia. Accessed: Jul. 16, 2021. [Online]. Available: <https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/73170/RUIP%C3%89REZ%20-%20Dise%C3%B1o%20y%20fabricaci%C3%B3n%20de%20un%20dron%20mediante%20impresi%C3%B3n%203D.pdf?sequence=5>

- [12] F. Reuter and A. Pedenovi, *Principios de la Teledetección - Los Drones y sus Aplicaciones a la Ingeniería*. Universidad Nacional de Santiago del Estero, 2019. Accessed: Jul. 16, 2021. [Online]. Available: https://fcf.unse.edu.ar/wp-content/uploads/2014/07/SD-43-Drones-y-su-aplicacion-a-la-ingenieria-REUTER_r.pdf
- [13] B. Vergouw, H. Nagel, G. Bondt, and B. Custers, "Drone Technology: Types, Payloads, Applications, Frequency Spectrum Issues and Future Developments," in *The Future of Drone Use: Opportunities and Threats from Ethical and Legal Perspectives*, vol. 27, 2016, pp. 21–45. Accessed: Jul. 16, 2021. [Online]. Available: https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-94-6265-132-6_2
- [14] D. Giordan, Marc Adams, I. Aicardi, and M. Alicandro, "The use of unmanned aerial vehicles (UAVs) for engineering geology applications," *Bulletin of Engineering Geology and the Environment*, vol. 79, no. 7, pp. 3437–3481, 2020, doi: 10.1007/s10064-020-01766-2.
- [15] G. Ruijgrok, *Elements of Airplane Performance*, 2nd ed. VSSD, 2009. Accessed: Apr. 29, 2021. [Online]. Available: <https://delftacademicpress.nl/bij/ae02extract.pdf>
- [16] M. Sadraey, *Aircraft Performance-An Engineering Approach*, 1st ed. CRC Press, 2017.
- [17] O. Dantsker, M. Theile, and M. Caccamo, "A High-Fidelity, Low-Order Propulsion Power Model for Fixed-Wing Electric Unmanned Aircraft.," Cincinnati, OH, USA, Dec. 2018, pp. 1–16. Accessed: Apr. 30, 2021. [Online]. Available: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8552746>
- [18] D. Gabriel, J. Meyer, and F. du Plessis, "Brushless DC motor characterisation and selection for a fixed wing UAV," presented at the IEEE Africon '11, Victoria Falls, Zambia, Sep. 2011. doi: 10.1109/AFRCON.2011.6072087.
- [19] National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, *Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions*. Washington, DC: The National Academies Press, 2016. Accessed: Apr. 29, 2021. [Online]. Available: <https://www.nap.edu/read/23490/chapter/7>
- [20] P. Piljek, D. Kotarski, and M. Krznar, "Method for Characterization of a Multirotor UAV Electric Propulsion System," vol. 10, no. 22, p. 8229, Oct. 16, 2020. Accessed: May 01, 2021. [Online]. Available: <https://doi.org/10.3390/app10228229>
- [21] J. Sensinger and J. Schorsch, "Exterior vs. Interior Rotors in Robotic Brushless Motors," presented at the 2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation, May 2011. doi: 10.1109/ICRA.2011.5979940.
- [22] A. Mehmet, E. Mustafa, and A. Fazilet, *BLDC Motor Design and Application for Light Electric Vehicle*. 2021. Accessed: Sep. 07, 2022. [Online]. Available: <https://dergipark.org.tr/en/download/article-file/1613285>
- [23] SKYbrary, "Propeller," SKYbrary, Feb. 08, 2017. <https://www.skybrary.aero/index.php/Propeller> (accessed May 02, 2021).
- [24] M. Oña, "Diseño e implementación de un sistema de propulsión distribuida de una aeronave no tripulada de fuselaje integrado utilizada en agricultura de precisión.," Escuela Politécnica Nacional, Quito, Ecuador, 2020. Accessed: May 02, 2021. [Online]. Available: <http://bibdigital.epn.edu.ec/handle/15000/20674>
- [25] Southern Wings, "Aircraft Propeller Basics," *Southern Wings*, Sep. 07, 2020. <https://www.southernwings.co.nz/aircraft-propeller-basics/> (accessed May 02, 2021).
- [26] Z. Czyz, P. Karpinski, K. Skiba, and M. Wendeker, "Wind Tunnel Performance Tests of the Propellers with Different Pitch for the Electric Propulsion System," Dec. 21, 2021. Accessed: Feb. 25, 2022. [Online]. Available: <https://doi.org/10.3390/s22010002>
- [27] A. O'Dwyer, *Handbook of PI and PID Controller Tuning Rules*, 3rd ed. Imperial Collage Press, 2009. Accessed: Jul. 24, 2021. [Online]. Available: http://cyxtp.ucoz.ru/pdf/Aidan_O_Dwyer_Handbook_of_PI_and_PID_Controller_Tuning_Rules.pdf
- [28] A. Monje, Y. Chen, B. Vinagre, and D. Xue, *Fractional-order systems and controls: fundamentals and applications*, Springer Science & Business Media. 2010.

- [29] U. Kumar and D. Dohare, "Separately Excited DC Motor Speed control of using various Tuning Conventional Controllers," *IRJET*, vol. 2, no. 8, Nov. 2015, Accessed: Jul. 24, 2021. [Online]. Available: <https://www.irjet.net/archives/V2/i8/IRJET-V2I881.pdf>
- [30] M. Ahmed, A. Nathim, and B. Salih, "PI controller for DC motor speed realized with simulink and practical measurements," *IJPEDS*, vol. 11, no. 1, pp. 119–126, Mar. 2020, doi: 10.11591/ijpeds.v11.i1.pp119-126.
- [31] K. Ogata, *Ingeniería de Control Moderna*, 3rd ed. Pearson Educación. Accessed: Jul. 24, 2021. [Online]. Available: <https://biblioteca.cio.mx/ebooks/e0213.pdf>
- [32] O. Camacho, A. Rosales, and F. Rivas, *Control de Procesos*, 1st ed., vol. 1. Quito, Ecuador: EPN Editorial, 2020.
- [33] A. Dimian, C. Bildea, and A. Kiss, "Plantwide Control," in *Computer Aided Chemical Engineering*, 2nd ed., vol. 35, 50 vols., 2014, pp. 599–647. Accessed: Jul. 24, 2021. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/cascade-control>
- [34] R. Dorf and R. Bishop, *Modern Control Systems*, 12th ed. Pearson Education, 2011. Accessed: Jul. 24, 2021. [Online]. Available: <https://pdfcoffee.com/dorf-amp-bishop-modern-control-systems-12th-pdf-free.html>
- [35] A. Rodríguez, G. Reinoso, D. Páramo, E. Chávez, M. García, and J. Carrillo, "Análisis del desempeño de controladores lineales sintonizados en diferentes estados estacionarios del bioreactor de Cholette mediante técnicas de descisión multi-criterio.," *Revista Mexicana de Ingeniería Química*, vol. 14, no. 1, pp. 167–204, 2015. Accessed: Jul. 24, 2021. [Online]. Available: <http://www.scielo.org.mx/pdf/rmiq/v14n1/v14n1a14.pdf>
- [36] K. Quiñónez, "Diseño y simulación de controladores PID no lineales aplicados a un bioreactor.," Proyecto Fin de Carrera/Grado, Escuela Politécnica Nacional, Quito, Ecuador, 2019. Accessed: Jul. 24, 2021. [Online]. Available: <https://bibdigital.epn.edu.ec/bitstream/15000/20448/1/CD%209930.pdf>
- [37] M. Proskuriakov, "Control of a Hydraulic Servo System Using Beckhoff Real-time Data Acquisition Computer Based on MATLAB/SIMULINK Platform," Master Thesis, Lappeenranta University of Technology, 2018. Accessed: Apr. 30, 2021. [Online]. Available: https://lutpub.lut.fi/bitstream/handle/10024/158316/Master_Thesis_Proskuriakov.pdf?isAllowed=y&sequence=1
- [38] BECKHOFF, "EtherCAT – The Ethernet Fieldbus." <https://www.beckhoff.com/en-us/products/i-o/ethercat/> (accessed Apr. 30, 2021).
- [39] BECKHOFF, "Scalable Industrial PC solutions." <https://www.beckhoff.com/en-us/products/ipc/> (accessed Apr. 30, 2021).
- [40] BECKHOFF, "Fieldbus components for all common I/Os and fieldbus systems." <https://www.beckhoff.com/en-us/products/i-o/> (accessed Apr. 30, 2021).
- [41] BECKHOFF, "C60xx | Ultra-compact Industrial PCs." <https://www.beckhoff.com/en-us/products/ipc/pcs/c60xx-ultra-compact-industrial-pcs/> (accessed Apr. 30, 2021).
- [42] BECKHOFF, "C6015-0010 | Ultra-compact industrial PC." <https://www.beckhoff.com/en-en/products/ipc/pcs/c60xx-ultra-compact-industrial-pcs/c6015-0010.html> (accessed Apr. 30, 2021).
- [43] BECKHOFF, "EK1818 | EtherCAT Coupler with integrated digital inputs/outputs." <https://www.beckhoff.com/en-en/products/i-o/ethercat-terminals/ek1xxx-bk1xx0-ethercat-coupler/ek1818.html> (accessed Apr. 30, 2021).
- [44] BECKHOFF, "EL5151 | Incremental encoder interface, 24 V HTL, 100 kHz." <https://www.beckhoff.com/en-en/products/i-o/ethercat-terminals/el5xxx-position-measurement/el5151.html> (accessed Apr. 30, 2021).
- [45] BECKHOFF, "EL1809 | HD EtherCAT Terminal, 16-channel digital input 24 V DC." <https://www.beckhoff.com/en-us/products/i-o/ethercat-terminals/el1xxx-digital-input/el1809.html> (accessed Apr. 30, 2021).

- [46] BECKHOFF, "EL2624 | 4-channel relay output terminal 125 V AC/30 V DC." <https://www.beckhoff.com/en-en/products/i-o/ethercat-terminals/el2xxx-digital-output/el2624.html> (accessed Apr. 30, 2021).
- [47] BECKHOFF, "EL3064 | 4-channel analog input terminal 0...10 V, single-ended, 12 bit." <https://www.beckhoff.com/en-en/products/i-o/ethercat-terminals/el3xxx-analog-input/el3064.html> (accessed Apr. 30, 2021).
- [48] BECKHOFF, "EL2502 | 2-channel pulse width output terminal 24 V DC." <https://www.beckhoff.com/en-en/products/i-o/ethercat-terminals/el2xxx-digital-output/el2502.html> (accessed Apr. 30, 2021).
- [49] Autonics, "Autonics: Power Supply SPB-120-24." https://www.autoniconline.com/product/product&product_id=13178&tag=SPB-120-24 (accessed Apr. 30, 2021).
- [50] "EtherCAT - El bus de campo Ethernet," *EtherCAT Technology Group*. <https://www.ethercat.org/es/technology.html> (accessed Jul. 24, 2021).
- [51] BECKHOFF, "TwinCAT 3." BECKHOFF. Accessed: Jul. 24, 2021. [Online]. Available: https://download.beckhoff.com/download/software/TwinCAT/TwinCAT3/FirstSteps/TC_3_Mini_Booklet_GB.PDF
- [52] Horizon Hobby, Inc., "E-flite Power 46 Brushless Outrunner Instructions." Horizon Hobby, Inc., 2005. Accessed: Apr. 08, 2021. [Online]. Available: <https://www.horizonhobby.com/on/demandware.static/-/Sites-horizon-master/default/dw50225888/Manuals/EFLPower46OutrunnerInstructions.pdf>
- [53] Horizon Hobby, Inc., "E-flite 60-Amp Pro Switch-Mode BEC Brushless ESC (V2) Instruction Manual." Jan. 07, 2013. Accessed: Apr. 08, 2021. [Online]. Available: https://www.spektrumrc.com/ProdInfo/Files/EFLA1060B_Manual.pdf
- [54] Hobby King, "Turnigy High Capacity 8000mAh 4S 12C Lipo Pack w/XT90," *Baterías Lipo*. https://hobbyking.com/es_es/turnigy-high-capacity-battery-8000mah-4s-12c-drone-lipo-pack-xt90.html (accessed Apr. 08, 2021).
- [55] APC Propellers, "Thin Electric 12x8E," *Thin Electric Propellers*, Oct. 16, 2021. <https://www.apcprop.com/product/12x8e/> (accessed Oct. 18, 2021).
- [56] IFM, "Incremental encoder with solid shaft RV3500," *Incremental encoders without display*, Mar. 04, 2016. <https://www.ifm.com/us/en/product/RV3500> (accessed Aug. 04, 2021).
- [57] APC, "APC Propeller Performance Data 12X8E," *APC Propellers*. https://www.apcprop.com/files/PER3_12x8E.dat (accessed Feb. 25, 2022).
- [58] e ika electronica y robótica, "Celda de carga 10Kg, 5-10V, célula," *e ika electronica y robótica*. <https://www.e-ika.com/celda-de-carga-10kg-5-10v> (accessed Aug. 22, 2021).
- [59] Analog Devices, "Low Cost Low Power Instrumentation Amplifier AD620," *Analog Devices*. <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/AD620.pdf> (accessed Aug. 22, 2021).
- [60] UST Unmanned Systems Technology, "UAV Autopilot Systems," *UST Unmanned Systems Technology*. <https://www.unmannedsystemstechnology.com/category/supplier-directory/electronic-systems/autopilot-systems/> (accessed Aug. 22, 2021).
- [61] Hobbypower, "Hobbypower APM Power Module V1.0 XT60 enchufe para APM2.8 APM2.6 APM Pixhawk driver de Vuelo," *Amazon*. <https://www.amazon.com/-/es/Hobbypower-Module-V1-0-XT60-enchufe-APM2-8-APM2-6-APM-Pixhawk/dp/B00JWMLWIG?th=1> (accessed Aug. 22, 2021).
- [62] Chint, "Pushbuttons & Indicator Lights & buzzers." Accessed: Aug. 22, 2021. [Online]. Available: <http://www.otece.com.ec/wp-content/uploads/2015/04/NP2Pushbutton.pdf>
- [63] Monacor, "VRB-100M5." Accessed: Aug. 25, 2021. [Online]. Available: <https://descargas.cetronic.es/VRB100M5.pdf>
- [64] S. Cifre, "Control FOC de motores BLDC," Universitat Politècnica de Valencia, Valencia, 2019. Accessed: Aug. 30, 2021. [Online]. Available:

- <https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/147763/Cifre%20-%20Control%20FOC%20de%20motores%20BLDC.pdf?sequence=1>
- [65] BECKHOFF, "Manual TC3 Controller Toolbox." Mar. 24, 2021. Accessed: Jul. 11, 2021. [Online]. Available: https://download.beckhoff.com/download/document/automation/twincat3/TF4100_TC3_Controller_Toolbox_EN.pdf
- [66] E. Valencia, V. Granja, J. Palacios, R. Poveda, E. Cando, and V. Hidalgo, "Uncertainty analysis of a test-rig for centrifugal compressors," vol. 35, no. 3, 2015. Accessed: Feb. 25, 2022. [Online]. Available: https://revistapolitecnica.epn.edu.ec/ojs2/index.php/revista_politecnica2/article/view/384/pdf

ORDEN DE EMPASTADO