

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN A ESCALA REDUCIDA DE UN PROPULSOR POR
HÉLICE DE PASO VARIABLE

ÁNGEL DAVID ÁLVAREZ ROJAS
CRISTIAN JULIÁN JIMÉNEZ CELIS

UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICOMECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA

2024

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN A ESCALA REDUCIDA DE UN PROPULSOR POR
HÉLICE DE PASO VARIABLE

ÁNGEL DAVID ÁLVAREZ ROJAS
CRISTIAN JULIÁN JIMÉNEZ CELIS

Trabajo de grado para optar al título de ingeniero mecánico

Director

Ricardo Alfonso Jaimes Rolón
Magister en ingeniería mecánica

UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICOMECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA

2024

DEDICATORIA

Dedicado a mis padres Soraya y Alberto, quienes fueron mi inspiración para superarme en esta etapa de mi vida.

A mi hermano Miguel quien es un ejemplo para seguir.

A mi abuela que quiero con todo mi corazón.

A todos mis amigos del GE que me acompañaron durante toda mi etapa de universidad y se convirtieron en mi familia.

Ángel David Álvarez Rojas

Dedicado a mi familia especialmente a mis padres Libardo y Barbara quienes desde siempre me han apoyado y brindado consejo en cada etapa de mi vida, inculcándome buenos valores y las ganas de salir adelante superándome cada día.

A mis hermanos Wilson y Camilo por cumplir ese rol de hermanos mayores brindado apoyo, consejo y confianza en mí para lograr todas mis metas. Los admiro son verdaderos ejemplos a seguir.

A doña Elvira hermoso ser humano quien con su carisma y forma de ser me hizo sentir como en mi hogar durante toda mi formación académica.

Y finalmente a todos mis amigos, personas con quienes compartí gratos momentos que serán recordados para toda la vida.

Cristian Julián Jimenez Celis

AGRADECIMIENTOS

A mi compañero de trabajo de grado Cristian, quien dedicó su esfuerzo para sacar este trabajo adelante.

A mis amigos Daniel y Oscar quienes me guiaron de alguna manera en este proyecto.

A nuestro director Ricardo quien fue de gran apoyo durante el desarrollo de este proyecto

Ángel David Álvarez Rojas

A mi compañero de tesis Ángel por su compromiso y dedicación en el desarrollo de este proyecto.

A nuestro director Ricardo Jaimes por brindarnos todo su conocimiento y orientación en el desarrollo de este proyecto. También, a la Universidad Industrial de Santander y al laboratorio de manufactura digital quien nos brindó los espacios y las herramientas para llevar a cabo el proyecto.

Agradecer a todas esas profesores, amigos y conocidos quienes de una u otra manera contribuyeron a la consecución de este trabajo.

Agradecer finalmente a mi familia por la confianza depositada en mí y por ser un apoyo durante todo este proceso.

Cristian Julián Jimenez Celis

CONTENIDO

	pág.
INTRODUCCIÓN	13
OBJETIVOS	15
1. MARCO REFERENCIAL.....	16
1.1 ANTECEDENTES	16
1.2 TEORÍA DE HÉLICES	18
1.2.1 Hélice	18
1.2.2 Teoría del elemento de pala	19
1.2.3 Paso de la hélice y Ángulo de ataque	22
1.3 FUERZAS QUE INCIDEN SOBRE LA HÉLICE	22
1.4 TIPOS DE SISTEMAS DE HÉLICE	24
1.4.1 Sistema de hélice de paso fijo	24
1.4.2 Sistema de hélice de paso variable.....	25
1.4.3 Sistema de hélice de velocidad constante	26
1.5 TÚNEL DE VIENTO	27
1.5.1 Partes de un túnel de viento.	28
2. METODOLOGÍA	31
2.1 PLANTEAMIENTO DE ALTERNATIVAS	31
2.1.1 Actuador delante de la hélice	31
2.1.2 Actuador detrás de la hélice.....	32
2.2 ESPECIFICACIÓN DE LA ALTERNATIVA GANADORA.....	33
2.2.1 Sistema estructural	33
2.2.2 Sistema de potencia.....	34
2.2.3 Sistema actuador	34
2.2.4 Sistema de control y monitoreo.....	34
2.3 REQUERIMIENTOS	34
2.3.1 Limitaciones de tamaño del montaje de prueba.....	34

2.4	DISEÑO DEL SISTEMA ESTRUCTURAL	36
2.5	DISEÑO DEL SISTEMA DE POTENCIA	44
2.6	DISEÑO DEL SISTEMA ACTUADOR.....	45
2.6.1	Acople con el eje del motor	45
2.6.2	Cubo y uniones de palas.....	46
2.6.3	Plato deslizante.....	51
2.7	DISEÑO DEL RESORTE DE COMPRESIÓN.....	54
2.8	ACTUADORES	55
2.9	CINEMÁTICA DEL MECANISMO.....	58
2.10	DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL Y MONITOREO	59
2.10.1	Tarjeta de desarrollo	59
2.10.2	Celda de carga y modulo HX711	59
2.10.3	Sensor infrarrojo.....	60
2.10.4	Batería y controlador electrónico de velocidad (ESC).....	61
2.10.5	Elementos de control	62
2.10.6	Placa de circuito impreso (PCB)	63
2.10.7	Calibración	63
2.10.8	Conexiones eléctricas.....	65
2.10.9	Diagrama de flujo.....	66
2.11	PRUEBAS TÚNEL DE VIENTO	67
2.12	ANÁLISIS DE COSTOS.....	68
3.	RESULTADOS.....	70
3.1	PROTOTIPO DE PROPULSOR POR HÉLICE DE PASO VARIABLE.....	70
3.2	ANÁLISIS PRUEBAS DINÁMICAS.....	71
3.3	ANÁLISIS DE COSTO	74
	CONCLUSIONES.....	78
	BIBLIOGRAFÍA	80
	ANEXOS	82

LISTA DE FIGURAS

	pág.
Figura 1. Términos de una hélice	18
Figura 2. Elemento de pala	20
Figura 3. Rendimiento en función del coeficiente de avance, para distintos ángulos de paso.	21
Figura 4. Fuerzas de torsión presente en las hélices	23
Figura 5. Fuerza de flexión; der) Por torque izq) Por empuje.....	24
Figura 6. Sistema de hélice de paso variable.....	25
Figura 7. Eficiencia en función de la velocidad de vuelo	27
Figura 8. Esquemático. (A) túnel de viento abierto (B) túnel de viento cerrado.....	28
Figura 9. Partes de un túnel de viento abierto subsónico.....	29
Figura 10. Alternativa de actuador delante de la hélice.....	31
Figura 11. Alternativa de actuador detrás de la hélice	32
Figura 12. Carro deslizante CNC y extrusión de aluminio VSLOT 2020	33
Figura 13. Túnel de viento EDIBON TA300	35
Figura 14. Montura del motor (amarillo), montura de los servos(gris), acople celda de carga(morado).....	36
Figura 15. Sección transversal perfil de aluminio VSLOT 2020	37
Figura 16. Dimensiones placa del carro CNC.	37
Figura 17. Montaje de la guía de sujeción deslizante.....	38
Figura 18. Vista frontal y lateral de la montura del motor.	38
Figura 19. Dimensiones de la celda de carga.	39
Figura 20. Acople celda de carga.....	40
Figura 21 Montaje del carro CNC.....	40
Figura 22 Montaje de los soportes de la celda de carga.	41
Figura 23 Montura del sensor de RPM.....	41
Figura 24 Anclaje con el túnel de viento.....	42
Figura 25. Carenado	43

Figura 26. Simulación del flujo del viento con carenado vs sin carenado.	43
Figura 27. Motor D3536	44
Figura 28. Tornillo de acople.....	45
Figura 29. Buje de acople.....	46
Figura 30. Ensamble del rotor en el tornillo de acople	46
Figura 31. Ensamble de la unión de las palas.....	47
Figura 32. Distribución de fuerzas en la unión de las palas	49
Figura 33. Simulación estática de la unión de las palas.....	49
Figura 34. Ensamble del plato deslizante fijo	51
Figura 35. Unión de perno y contratuerca	52
Figura 36. Actuación del mecanismo de paso variable.	52
Figura 37. Ensamble del rodamiento en el plato deslizante	53
Figura 38. Área total de la hélice.....	56
Figura 39. Servomotor MG90S.....	57
Figura 40 Relación de movimiento del mecanismo	58
Figura 41. Tarjeta de desarrollo Arduino nano	59
Figura 42. der) ESC 60 A; izq) Bateria LiPo 2200 mAh.....	62
Figura 43. Placa de circuito impreso PCB.....	63
Figura 44. Empuje conocido para calibración.....	64
Figura 45. Plano de conexiones electrónica del proyecto	65
Figura 46. Flujograma del código de monitoreo	66
Figura 47. Prototipo en prueba dinámica.	68
Figura 48. Prototipo de propulsor por hélice de paso variable	70
Figura 49. RPM vs Empuje con diferentes ángulos de paso	71
Figura 50. RPM vs Empuje variando la velocidad de viento incidente	72
Figura 51. Empuje vs Angulo para diferentes velocidades de viento incidente	73

LISTA DE TABLAS

	pág.
Tabla 1. Especificaciones del túnel de viento.....	35
Tabla 2. Especificaciones técnicas del motor.....	44
Tabla 3. Especificaciones de hélices comerciales.....	48
Tabla 4. Fuerzas centrífugas críticas.....	48
Tabla 5. Diámetros y áreas de roscas métricas	50
Tabla 6. parámetros de diseño del resorte de compresión	54
Tabla 7. Variables de fuerza de arrastre aerodinámico.....	56
Tabla 8. Especificaciones de los servomotores.....	57
Tabla 9. Especificaciones técnicas celda de carga.	60
Tabla 10. Especificaciones técnicas sensor infrarrojo.....	61
Tabla 11. Cálculo del coeficiente de calibración de la celda de carga	65
Tabla 12. Costos del subsistema estructural.....	74
Tabla 13. Costos del subsistema de potencia.....	74
Tabla 14. Costos del subsistema monitoreo y control	74
Tabla 15. Costos del subsistema actuador	75
Tabla 16. Costos de la tornillería.....	75
Tabla 17. Costos de la jaula de seguridad	75
Tabla 18. Costo del carenado	75
Tabla 19. Costo de las piezas a fabricar mecanizando en DURALUMINIO	76
Tabla 20. Costos de las piezas a fabricar usando impresión 3D usando ABS	76
Tabla 21. Precios totales según método de manufactura.	77

LISTA DE ANEXOS

	pág.
Anexo A. Programa principal de Arduino	82
Anexo B. Programa para la calibracion de la celda de carga	83
Anexo C. Planos de ensamble y piezas del propulsor.	84

RESUMEN

TÍTULO: Diseño y construcción a escala reducida de un propulsor por hélice de paso variable*

AUTOR: Ángel David Álvarez Rojas, Cristian Julián Jiménez Celis**

PALABRAS CLAVE: Hélice de paso variable, propulsor, empuje, ángulo de paso, vehículo aéreo no tripulado.

DESCRIPCIÓN: En el presente trabajo se lleva a cabo el diseño, construcción y validación experimental de un modelo a escala reducida de un propulsor por hélice de paso variable para analizar la influencia del ángulo de paso en el comportamiento del propulsor. El objetivo principal es diseñar y construir un prototipo funcional de un sistema de paso variable para una hélice, y validar mediante pruebas en un túnel de viento cómo afectan las variaciones en el ángulo de paso a variables operacionales como el empuje.

El prototipo cuenta con un mecanismo de plato deslizante accionado por servomotores para modificar el ángulo de paso de 0° a 25° . Tiene un sistema estructural de perfil VSLOT de aluminio, un motor brushless de 430W, sensores de empuje y RPM, y un sistema de control implementado con Arduino. El diseño incorpora conceptos de teoría de hélices, tipos de sistemas propulsores y análisis de elementos finitos.

El prototipo se validó mediante pruebas en un túnel de viento midiendo empuje y RPM a diferentes ángulos de paso y velocidades de viento. Los resultados evidencian que el empuje se incrementa al disminuir el ángulo de paso, y que la velocidad de viento incidente reduce el empuje para unas RPM dadas. También se realizó un análisis de costos, entre métodos de manufactura encontrando que la impresión 3D de ABS es más favorable que el mecanizado de Duraluminio. La investigación concluye resaltando la influencia del ángulo de paso en el comportamiento del propulsor, la importancia de la experimentación en la validación de diseños mecatrónicos, y los beneficios de utilizar manufactura aditiva para reducir costos de prototipado.

*Trabajo de grado

** Facultad de ingenierías físicomecánicas. Escuela de ingeniería mecánica. Ingeniería mecánica.

Director: Ricardo Alfonso Jaimes Rolón. Magíster en ingeniería mecánica.

ABSTRACT

TITLE: Design and construction of a variable pitch propeller on a small scale*

AUTHOR: Ángel David Álvarez Rojas, Cristian Julián Jiménez Celis**

KEY WORDS: Variable pitch propeller, propellant, thrust, pitch angle, unmanned aerial vehicle.

DESCRIPTION: In this work, the design, construction, and experimental validation of a scaled-down model of a variable pitch propeller thruster is carried out to analyze the influence of the pitch angle on the thruster behavior. The main objective is to design and build a working prototype of a variable pitch propeller system, and to validate through wind tunnel tests how pitch angle variations affect operational variables such as thrust.

The prototype features a sliding plate mechanism driven by servo motors to modify the pitch angle from 0° to 25° . It has an aluminum VSLOT airfoil structural system, a 430W brushless motor, thrust and RPM sensors, and a control system implemented with Arduino. The design incorporates concepts from propeller theory, propulsive system types, and finite element analysis.

The prototype was validated through wind tunnel testing by measuring thrust and RPM at different pitch angles and wind speeds. The results show that the thrust increases as the pitch angle decreases, and that the incident wind speed reduces the thrust for a given RPM. A cost analysis was also performed, between manufacturing methods finding that ABS 3D printing is more favorable than Duraluminium machining.

The research concludes by highlighting the influence of pitch angle on thruster behavior, the importance of experimentation in the validation of mechatronic designs, and the benefits of using additive manufacturing to reduce prototyping costs.

*Degree work

**Faculty of psychomechanical engineering. School of mechanical engineering. Mechanical engineering. Director: Ricardo Alfonso Jaimes Rolón. Master in mechanical engineering.

INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados (UAVs) han tenido un gran auge en los últimos años gracias a sus múltiples aplicaciones tanto militares como civiles. Su utilidad se centra en poder acceder a zonas de difícil alcance, realizar trabajos peligrosos o repetitivos sin poner en riesgo vidas humanas. Por esto, se han convertido en una herramienta fundamental en muchas actividades como agricultura de precisión, inspección, búsqueda y rescate, vigilancia, entretenimiento y transporte (Shakhatreh et al., 2019)

Uno de los principales retos en el desarrollo de UAVs es lograr sistemas de propulsión más eficientes, que consuman menos energía, carguen más peso y tengan mayor autonomía. En este sentido, las hélices son un elemento clave del sistema propulsor, pues son las encargadas de convertir la potencia del motor en sustentación y empuje. Optimizar el funcionamiento de la hélice resulta vital para mejorar el rendimiento global del vehículo aéreo no tripulado.

Una alternativa para aumentar la eficiencia de las hélices en diferentes regímenes de vuelo es utilizar sistemas de paso variable, donde se puede modificar el ángulo de las palas respecto al eje de rotación. Esto permite adaptar el paso de la hélice a cada velocidad del UAV para mantener un rendimiento óptimo. Sin embargo, los mecanismos de variación de paso suelen ser complejos y agregan peso al sistema.

El presente trabajo de grado tiene como objetivo principal diseñar y construir un modelo a escala reducida de un propulsor por hélice de paso variable. Esto permitirá analizar experimentalmente cómo influye el ángulo de paso en las variables de operación del propulsor como empuje, potencia y eficiencia. Los resultados experimentales servirán para validar modelos teóricos y comprobar los beneficios que puede tener un sistema de paso variable para mejorar el desempeño de vehículos aéreos no tripulados.

Para lograr este objetivo, el documento aborda en primera instancia conceptos básicos sobre la teoría de hélices y los diferentes tipos de sistemas propulsores. Posteriormente, presenta la metodología de diseño del prototipo a escala, el proceso de manufactura, instrumentación, y finalmente, la validación experimental en un túnel de viento. Los resultados obtenidos se analizan para extraer conclusiones que permitan orientar investigaciones futuras. De esta forma, este trabajo busca hacer una contribución en el área de sistemas de propulsión para UAVs, específicamente en tecnologías de paso variable para hélices.

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

Diseñar y construir a escala reducida un propulsor por hélice de paso variable para analizar cómo influye el ángulo de paso de la hélice en el comportamiento del propulsor.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Diseñar un mecanismo que permita cambiar el ángulo de paso de las palas de un propulsor por hélice teniendo en cuenta las siguientes especificaciones:
 - Mecanismo de paso variable de accionamiento electromecánico.
 - Rango del ángulo de paso de 0° hasta 25° .
 - Diámetro de la hélice de 8" hasta 12".
- Validar el modelo con pruebas en un túnel de viento mediante un montaje que permita la implementación de dispositivos electrónicos para la medición del empuje y velocidad del motor.
 - Motor sin escobillas de entre 300 a 500 [W].
 - Controlador de Arduino para monitorear las variables.
- Realizar un análisis de costos de los distintos métodos de manufactura para los componentes del sistema propulsor.

1. MARCO REFERENCIAL

En este capítulo se presenta la teoría necesaria para entender los requerimientos y el diseño del sistema de propulsión por hélice de paso variables abordando conceptos como teoría de hélices, tipos de sistema de hélice y túnel de viento.

1.1 ANTECEDENTES

“Variable pitch propeller for UAV-experimental tests” (Podsędkowski et al., 2020)

El objetivo principal es presentar un estudio experimental detallado sobre el rendimiento de un sistema de propulsión innovador con hélice de paso variable, con foco en la optimización de la eficiencia en vuelo estacionario a través del control del ángulo de paso. Para ello llevo a cabo un diseño experimental, incluyendo el equipo utilizado, para evaluar el rendimiento de la hélice de paso variable en diferentes configuraciones de ángulo de paso. Luego, presenta una serie de resultados experimentales, incluyendo curvas de empuje, torque, coeficientes de empuje y potencia, y eficiencia del sistema para diferentes ángulos de paso.

En conclusión, comprueba que cambiando el ángulo de paso de las palas se puede aumentar significativamente la capacidad de carga temporal del propulsor pues midió un aumento de empuje máximo del 31% con respecto a la configuración original de palas. Como aporte a nuestro trabajo es importante rescatar las pruebas realizadas al propulsor como lo es la de RPM vs Empuje a diferentes ángulos de paso, esto con el fin de estudiar su comportamiento.

“Sistema de Hélice de Passo Variável para UAVs Eléctricos” (Salas de Sousa, 2012)

El objetivo principal consiste en desarrollar un sistema de hélice de paso variable que pudiera ajustar automáticamente el ángulo de paso para optimizar la eficiencia propulsiva y reducir el consumo eléctrico en pequeños UAVs eléctricos. Para lograr esto, se desarrolló tanto un sistema mecánico de actuación del paso como un sistema electrónico de control. Se realizaron pruebas en túnel de viento para evaluar el desempeño y se alcanzó una eficiencia propulsiva máxima de alrededor del 50%.

Este proyecto se destaca por su diseño de plato deslizante accionado por el servomotor a través de una varilla. Al desplazarse linealmente a lo largo del eje, el plato hace girar el soporte de pala cambiando el ángulo de paso. Además, su análisis de elementos finitos realizado en el acople del cubo con la hélice es de gran utilidad para cuantificar la tensión máxima que es capaz de soportar.

“Diseño y construcción de banco de pruebas para análisis aerodinámico de hélices” (Sifuentes Acuña & López Saldivar, 2022)

Este proyecto se centró en diseñar un banco de pruebas para analizar hélices, contando con sensores para medir la fuerza de empuje, el torque, las rpm y el factor P. Se llevo a cabo un proceso de diseño en el cual definió las dimensiones del propulsor para luego diseñar una estructura en acero y con rodamientos incorporados para que el análisis sea de un grado de libertad además esta adecuado para definir un valor de ángulo de incidencia del viento al propulsor.

Este proyecto contribuye con su basta investigación sobre la teoría de hélices y los distintos enfoques que existen para analizar sus características aerodinámicas, explicando fenómenos como la generación de vórtices en la hélice o el estudio del comportamiento del flujo de aire alrededor de una sección transversal. También aporta a la investigación sobre los distintos sensores y actuadores que se pueden usar para cuantificar variables como el empuje o medir las RPM del motor.

1.2 TEORÍA DE HÉLICES

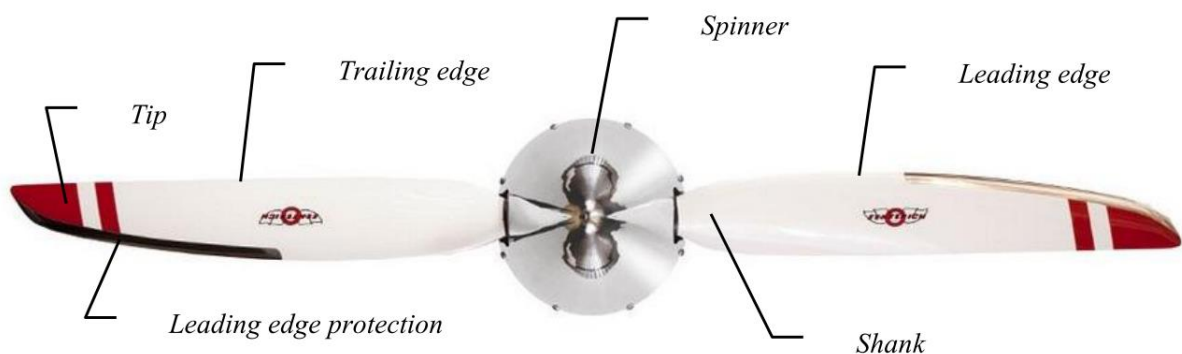
La hélice es el elemento principal en este sistema de propulsión por lo que resulta importante conocer su comportamiento durante el proceso, para ello se presenta una breve base teórica sobre sus fundamentos físicos, ecuaciones que describen su comportamiento, fuerzas que influyen sobre esta y los diferentes tipos que existen.

1.2.1 Hélice

Las hélices usadas en los aviones son dispositivos que producen el empuje necesario para impulsar el avión en todas las fases de vuelo. Están diseñadas para convertir la energía del motor en fuerza de empuje, lo que la convierte en un elemento clave del sistema de propulsión de una aeronave. Gracias a su capacidad para generar empuje, la hélice es fundamental para el rendimiento y la seguridad del vuelo.

El empuje producido por la hélice está determinado por cinco factores: la forma y el área del perfil aerodinámico, el ángulo de ataque, la densidad del aire y la velocidad del perfil aerodinámico a través del aire (Crespo López, 2012).

Figura 1. Términos de una hélice



Fuente: A Pauliny, J. (2012). THE OVERVIEW OF PROPELLERS IN GENERAL AVIATION. BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY.

Una hélice suele constar de dos o más palas unidas a un cubo central montado en el cigüeñal de un motor o en el eje de salida de una caja reductora central montado en el cigüeñal de un motor o en el eje de salida de una caja reductora. El cubo suele estar protegido por un rotor, que también sirve para mejorar la aerodinámica y el aspecto. Cada pala puede verse como una pala giratoria, por lo tanto, tiene propiedades similares al ala tanto geoméricamente como aerodinamicamente.

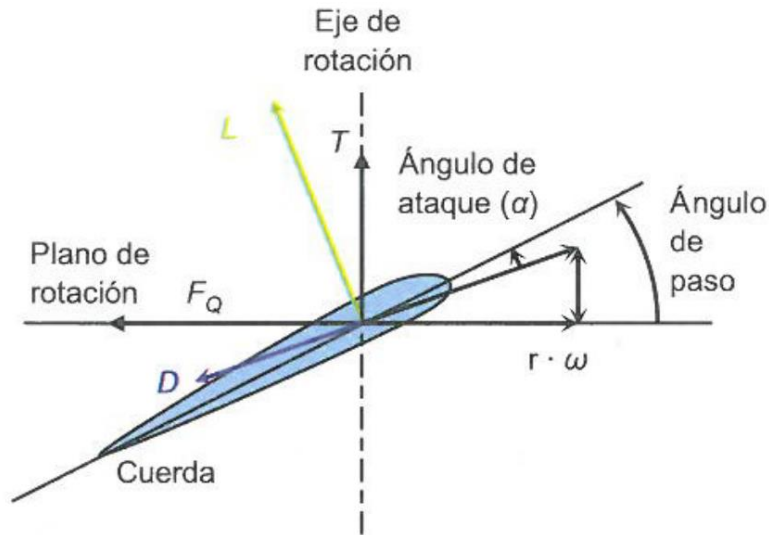
Se recalca que la fuerza de sustentación de un ala finita actúa perpendicularmente a la dirección del vuelo, mientras que la fuerza de sustentación o empuje producida por una hélice actúa aproximadamente en la misma dirección del vuelo. Esto se debe a que la fuerza de sustentación de un ala se genera por el movimiento del avión a través del aire, mientras que la fuerza de sustentación o empuje de una hélice se genera por la rotación de la hélice (Pauliny, 2012).

Usualmente en el análisis de las hélices existen varias teorías, entre las que destacan la teoría del incremento de presión, la cual hace una aproximación de las características globales de la hélice y la teoría del elemento de pala la cual es la que tendremos en consideración pues esta trata a la pala de la hélice como un perfil aerodinámico.

1.2.2 Teoría del elemento de pala

Esta teoría la pala de esta formada por un numero infinito de perfiles denominados elementos de pala uno a continuación del otro por lo que cada elemento aportará a la sustentación de la pala (Crespo López, 2012). Esto permite calcular las fuerzas aerodinámicas en función de las condiciones locales del flujo en el elemento.

Figura 2. Elemento de pala



Fuente: Crespo Lopez, J. (2012). M17 HELICES. In C. Lara Carmona (Ed.), Módulo 17 Hélices: Rústica (Primera). Ediciones Paraninfo.

Es de importancia tener en cuenta que para mantener la sustentación a lo largo del perfil se debe proveer a la pala de torsión por ende la forma de los perfiles cambiase desde su raíz hasta la punta de tal manera que su curvatura disminuye. Esta torsión en el perfil mantiene el ángulo de ataque constante a lo largo de la pala.

Para determinar el rendimiento de la hélice se puede expresar en función de tres coeficientes adimensionales, como son el coeficiente de tracción, el de potencia y el coeficiente de avance (Crespo Lopez, 2012).

$$\eta = \frac{C_T}{C_P} \cdot J \quad (1)$$

Siendo

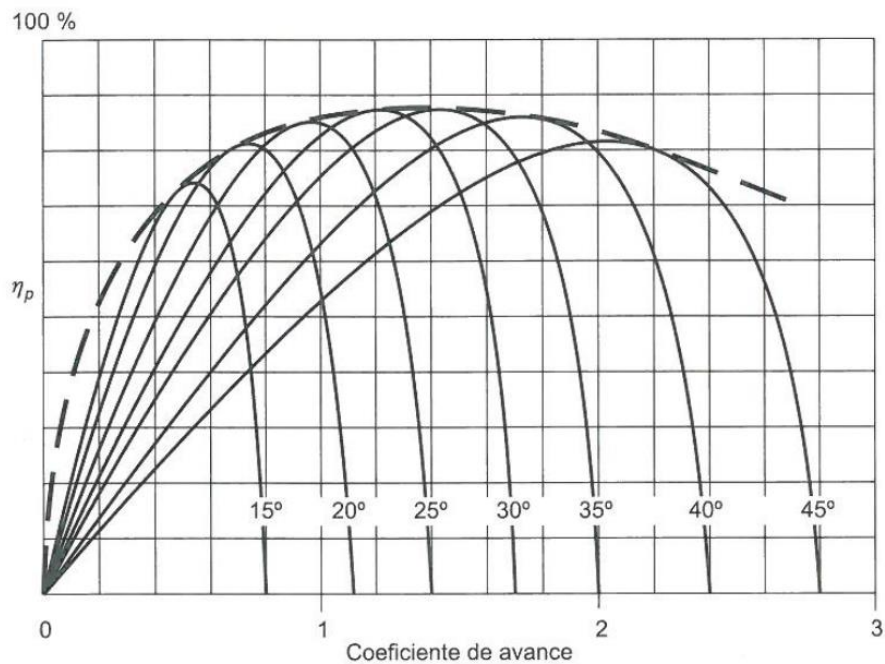
$$J = \frac{V}{n \cdot D}$$

- J: Coeficiente de avance.
- V: Velocidad de vuelo.

- n : Velocidad de giro de la hélice.
- D : Diámetro de la hélice.

Este coeficiente de avance es una razón entre lo rápido que avanza el avión (V) en relación con lo rápido que gira la hélice ($n \cdot D$). Por lo que se puede estimar un rendimiento teórico de la hélice según su ángulo de paso, en función de su coeficiente de avance.

Figura 3. Rendimiento en función del coeficiente de avance, para distintos ángulos de paso.



Fuente: Crespo Lopez, J. (2012). M17 HELICES. In C. Lara Carmona (Ed.), Módulo 17 Hélices: Rústica (Primera). Ediciones Paraninfo.

La Figura 3 denota una tendencia en el rendimiento de las hélices siendo este que a mayor coeficiente de avance mayor será el rendimiento en las hélices de mayor paso. Esto implica que cuando el avión vuela a velocidades altas, una hélice de paso alto da el mayor rendimiento, si por el contrario la velocidad es baja interesa un paso bajo, ya que data mayor rendimiento (Crespo López, 2012).

1.2.3 Paso de la hélice y Ángulo de ataque

El paso de la hélice o también llamado ángulo de la pala es aquel ángulo que forma la cuerda de los perfiles de las palas con el plano de rotación de hélice, revisar Figura 2. Esta medida es una estimación de la distancia que avanza el avión por revolución de la hélice.

Por otro lado, se encuentra el ángulo de ataque el cual es el encargado de la sustentación producida por un alá, estos dos se encuentran estrechamente relacionados, pues el ángulo de ataque varía según la velocidad de la aeronave y las revoluciones por minuto del motor (Crespo López, 2012). Si bien tanto el ángulo de ataque como el paso de la hélice son conceptos similares entre sí, no presentan relación directa debido a que el ángulo de ataque depende de las velocidades y el paso simplemente de la geometría de la hélice.

Según que el ángulo de la pala de una hélice sea mayor o menor, su paso geométrico también será mayor o menor respectivamente, es decir la hélice avanzará más o menos (Muñoz Navarro, 2021).

Gracias a esto tenemos varios tipos de hélices las cuales se basan en este hecho para ser lo más eficiente posible en todo momento de la etapa de vuelo.

1.3 FUERZAS QUE INCIDEN SOBRE LA HÉLICE

La hélice es uno de los elementos que más esfuerzos soporta dentro de las que se encuentran la fuerza centrífuga, la fuerza de flexión producida por la tracción, la fuerza de flexión por torque, la fuerza de torsión aerodinámica y la fuerza de torsión centrífuga (Crespo López, 2012).

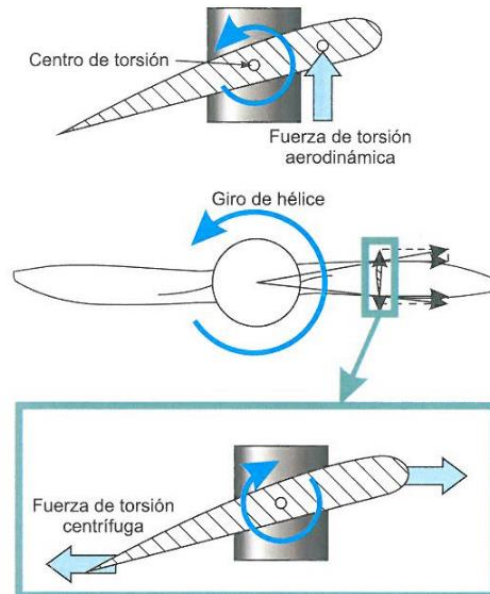
La fuerza centrífuga generada por el giro de las hélices es la de mayor magnitud y actúa tirando las palas hacia afuera, tratando de alejarlas del eje de rotación, por lo que el

mecanismo de unión de las palas debe ser suficientemente fuerte para soportar esta tendencia.

La fuerza de torsión centrífuga actúa tratando de llevar las palas a la posición de paso bajo, por lo que en sistemas que permitan variar el paso de la hélice estos deben estar diseñados para soportar esta tendencia y mantener el ángulo de pala deseado.

La fuerza de torsión aerodinámica al contrario de la torsión centrífuga esta trata de llevar las palas a la posición del paso alto, contrarrestando un poco el efecto generado por la torsión centrífuga sin embargo esta es menor en comparación.

Figura 4. Fuerzas de torsión presente en las hélices

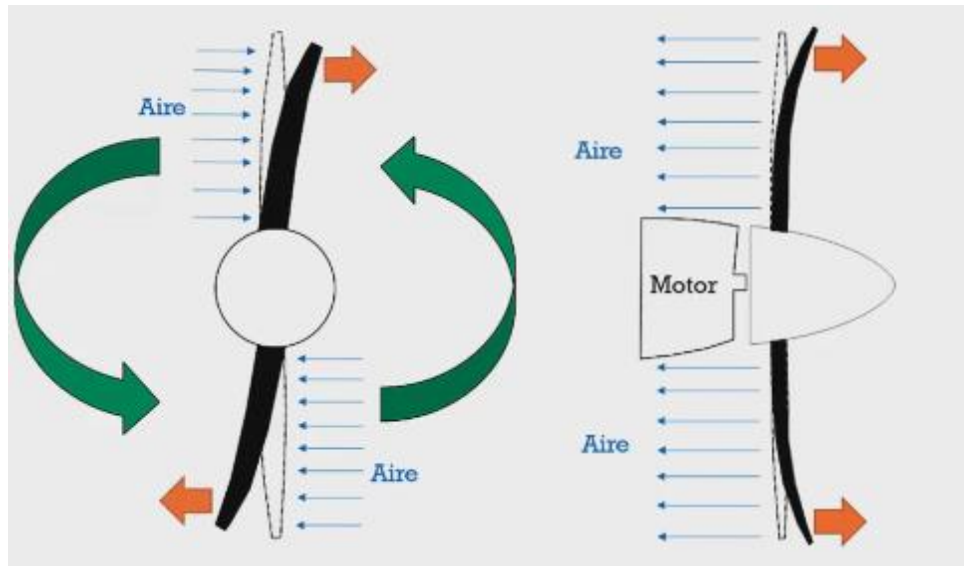


Fuente: Crespo Lopez, J. (2012). M17 HELICES. In C. Lara Carmona (Ed.), Módulo 17 Hélices: Rústica (Primera). Ediciones Paraninfo.

La fuerza de flexión por torque se produce debido a que la hélice es arrastrada por el motor y frenada por la acción del viento incidente. Este viento tiende a doblar las palas hacia atrás según el sentido de giro, cuanto mayor sea el par motor o mayor sea el paso de la hélice mayor será el efecto de flexión por torque.

Para finalizar tenemos a la fuerza de flexión por empuje la cual como su nombre lo indica es producto de la tracción generando así una tendencia a doblar las palas hacia adelante, siendo la punta donde se alcanza la máxima deformación.

Figura 5. Fuerza de flexión; der) Por torque izq) Por empuje



Fuente: 1MUNDO AERONÁUTICO. Hélices: Fuerzas y Tendencias de Viraje - Aerodinámica [video]. YouTube. (8, abril, 2018). [Consultado el 27, diciembre, 2023]. 13:00 min. Disponible en Internet: <<https://www.youtube.com/watch?v=ax6DoeXEaO4>>.

1.4 TIPOS DE SISTEMAS DE HÉLICE

Como se revisó anteriormente existen varios tipos de hélices, estarán clasificadas en su capacidad de mantener el máximo rendimiento independientemente de la fase de vuelo.

1.4.1 Sistema de hélice de paso fijo

Es el sistema más sencillo que se puede usar pues se trata de un paso único para todos los regímenes de vuelo, lo cual restringe y limita su eficacia pues una hélice buena para despegues o ascensos decaerá en rendimiento cuando se encuentre en velocidad crucero y viceversa.

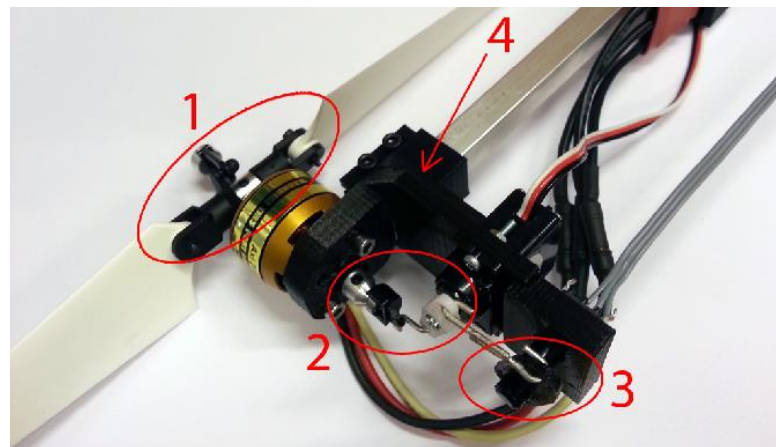
Están diseñadas para adaptarse a un rango específico de condiciones relativas a la velocidad de rotación del motor y a la velocidad de avance del avión; cualquier cambio en estas condiciones reduce la eficiencia tanto de la hélice como del motor. (Muñoz Navarro, 2021).

1.4.2 Sistema de hélice de paso variable

Una hélice de paso controlable está diseñada para permitir al piloto seleccionar cualquier ángulo de pala dentro de las capacidades operativas de la hélice, independientemente de las condiciones operativas de la aeronave (Salas de Sousa, 2012).

Las hélices de paso variable tienen varias ventajas sobre las de paso fijo, como puede verse en la Figura 3, que muestra la eficiencia propulsiva en función de la velocidad de vuelo. Se puede observar que existe un punto de máxima eficacia propulsora para cada ángulo de paso. La línea discontinua de la figura representa la envolvente de máxima. Sistema de hélices de paso variable para los distintos ángulos de paso. Esto demuestra que la única manera de obtener la máxima eficiencia propulsiva para los distintos ángulos de paso es elegir una hélice de paso variable.

Figura 6. Sistema de hélice de paso variable.



Fuente: Fresk, Emil and George Nikolakopoulos. "Experimental model derivation and control of a variable pitch propeller equipped quadrotor." 2014 IEEE Conference on Control Applications (CCA) (2014): 723-729.

Con este sistema el piloto es capaz de seleccionar un paso u otro dependiendo de la fase de vuelo; en despegue y ascenso paso corto y en crucero paso largo. Sin embargo, hay un sistema más moderno que se basa solo en el control de la velocidad por parte del piloto.

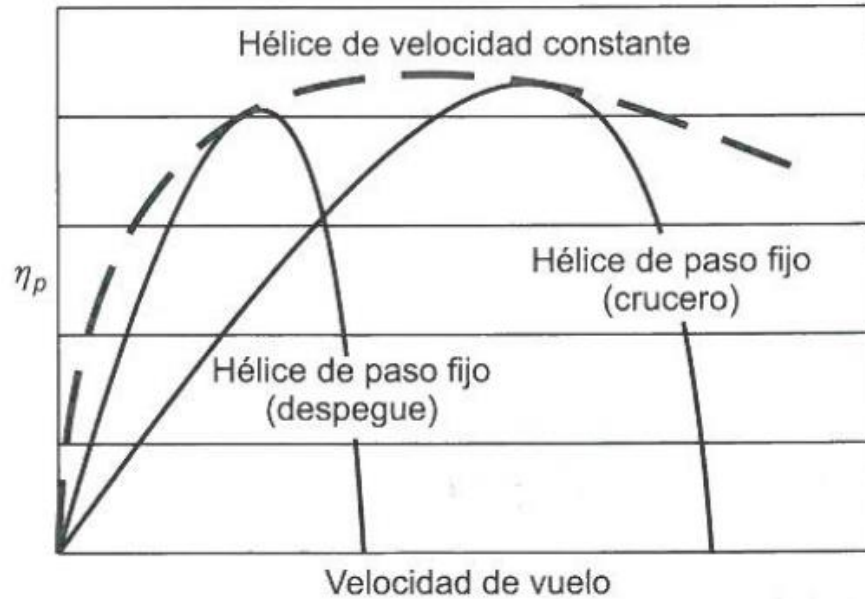
1.4.3 Sistema de hélice de velocidad constante

En este sistema el paso de la pala se regula de forma automática para mantener fija y de manera constante la velocidad de giro de la hélice establecida por el piloto con independencia de los cambios de potencia del motor (Pauliny, 2012).

Si la hélice tiene un ángulo de paso elevado a la velocidad a la que vuela, la hélice requerirá más par del par del motor, y si éste no puede proporcionárselo, el régimen del motor disminuirá. Si el paso es demasiado bajo o la posición del acelerador demasiado alta, la velocidad aumentará, porque, la hélice no puede producir suficiente par resistente para igualar el par producido por el motor.

Para mantener esta eficiencia constante durante las diferentes fases de vuelo, se busca mantener el Angulo de ataque siempre en un rango limitado, donde se obtiene la mayor fuerza de empuje con la menor resistencia posible, este rango está comprendido entre 4° y 6° (Muñoz Navarro, 2021)

Figura 7. Eficiencia en función de la velocidad de vuelo



Fuente: Crespo Lopez, J. (2012). M17 HELICES. In C. Lara Carmona (Ed.), Módulo 17 Hélices: Rústica (Primera). Ediciones Paraninfo.

Como se observa en la Figura 7, la eficacia propulsora de la hélice se mantiene siempre cerca de su valor máximo, por lo que esta es la opción más usada hoy en día por aerolíneas en sus aviones comerciales.

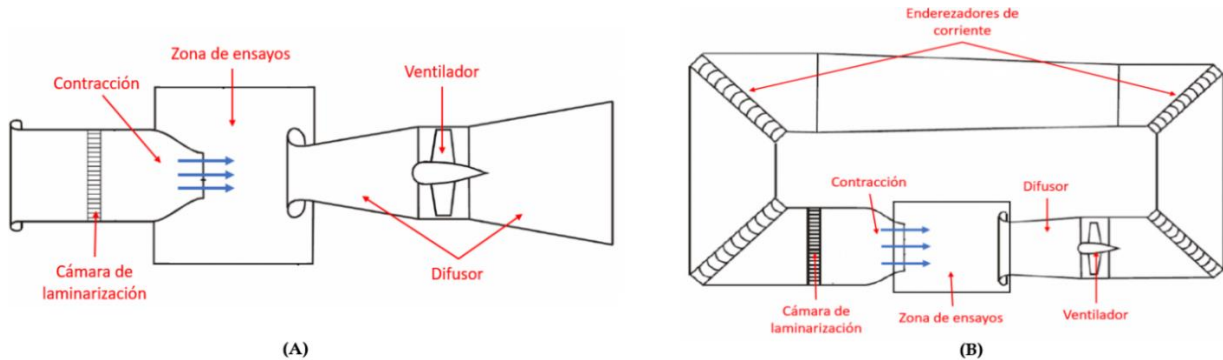
1.5 TÚNEL DE VIENTO

Los túneles de viento son máquinas en las que un objeto se mantiene fijo dentro de un tubo y se sopla aire a su alrededor para estudiar la interacción entre el objeto y el aire en movimiento (Wikipedia contributors, 2023). Existen diversos tipos de túneles de viento pues pueden tener aplicaciones muy diversas. Los hay destinados al diseño de aeronaves, automóviles, bicicletas, edificios; los que simulan la propagación de contaminantes atmosféricos y los que sirven para visualizar el flujo.

Dentro de las variaciones en los túneles de viento, la principal diferencia es la posibilidad de la recirculación del aire. Como se observa en la Figura 8, pueden ser de circuito abierto

donde el aire que entra realiza un solo recorrido y es posteriormente expulsado o de circuito cerrado, donde el aire realiza siempre el mismo recorrido.

Figura 8. Esquemático. (A) túnel de viento abierto (B) túnel de viento cerrado



Fuente: El túnel de viento, tipos y partes. Accedido el 16 de diciembre de 2023. [Imagen]. Disponible: <https://www.aerodinamicaf1.com/2019/11/el-tunel-de-viento-en-la-formula-1/>

1.5.1 Partes de un túnel de viento.

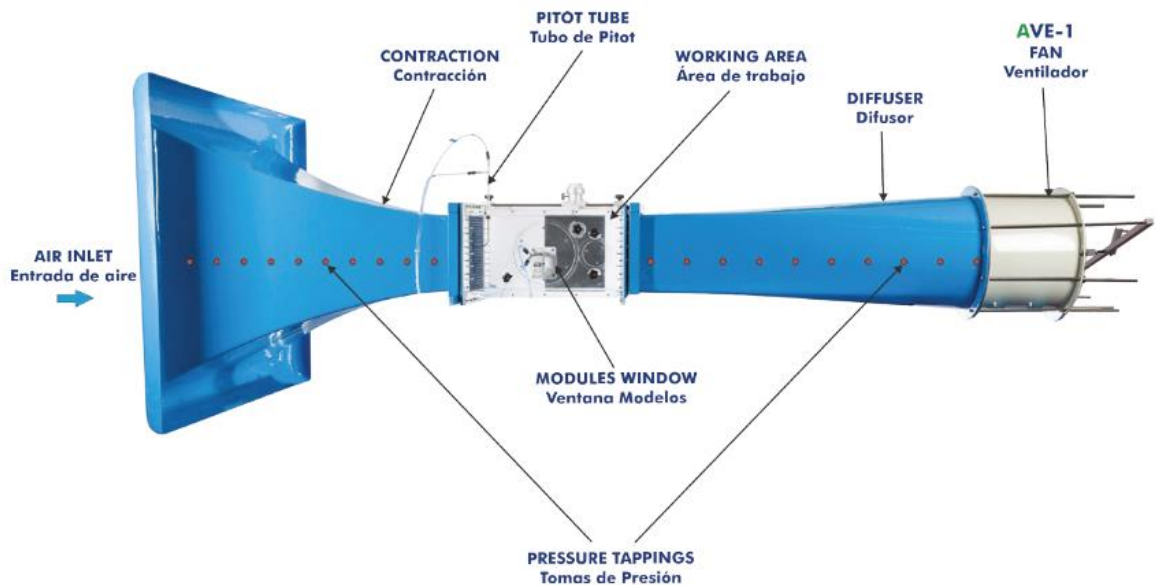
Un túnel de viento es un dispositivo bastante simple. Por lo general suelen tener secciones características como son las zonas de admisión, de estabilización, de contracción, de prueba o de ensayo, el difusor y la unidad de potencia o ventilador

Admisión: Es la entrada del túnel de viento encargada de organizar el flujo para que ingrese de forma adecuada. Se encuentra ubicada en la parte frontal del túnel y dirige el flujo hacia la zona de estabilización. La entrada cambia el ángulo de ingreso del fluido, pero no controla la turbulencia generada por este cambio de dirección.

Zona de estabilización: Es una sección del túnel de viento que se encarga de estabilizar el flujo. El flujo que ingresa a la zona de estabilización es turbulento, pero la zona de estabilización utiliza ventanas de turbulencia en forma de panal de abeja para suavizar el flujo y convertirlo en un flujo uniforme y estable (Caro Rincón et al., 2012).

Contracción: La sección de aceleración es una sección del túnel de viento que se encarga de acelerar el flujo. El flujo ingresa a la sección de aceleración con una velocidad determinada, y la sección de aceleración utiliza su geometría convergente para acelerar el flujo hasta la velocidad deseada (Quispe Gonzáles et al., 2014).

Figura 9. Partes de un túnel de viento abierto subsónico



Fuente: Edibon. (2021). TA300/300C. Túnel Aerodinámico, 300 x 300 mm, Controlado desde Computador (PC). www.edibon.com

Sección de trabajo o sección de prueba: Es la zona donde normalmente se instala el modelo de estudio y en donde la velocidad del flujo alcanza su régimen de prueba, siendo las líneas de corriente uniformes y paralelas.

Difusor: Tiene la función principal de disminuir la velocidad de salida del flujo, gracias a un incremento del área de paso (Caro Rincón et al., 2012). Esta reducción de velocidad es importante porque determina la velocidad con la que el sistema comienza de nuevo en caso de ser de circuito cerrado. En sistemas de circuito abierto, el difusor tiene

implicaciones principalmente en el desempeño del ventilador ubicado en la parte trasera, ya que un ángulo de conicidad muy alto puede causar desprendimiento de fluido. (Quispe Gonzáles et al., 2014)

Ventilador: Es el dispositivo encargado de suplir y hacer circular el aire a través del túnel de viento mediante succión posteriormente lo expulsa en descarga libre hacia el ambiente.

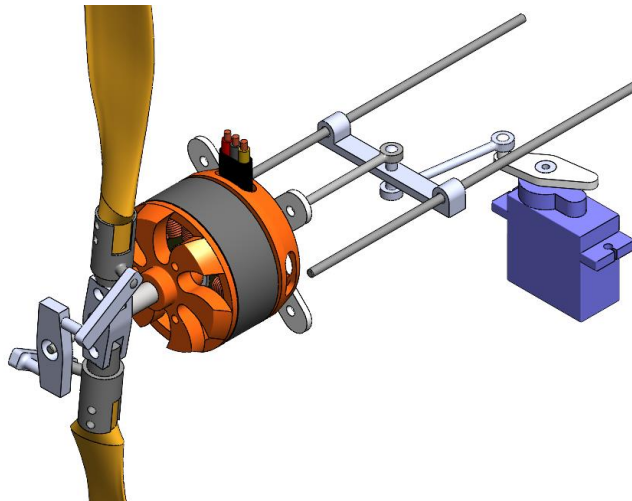
2. METODOLOGÍA

2.1 PLANTEAMIENTO DE ALTERNATIVAS

2.1.1 Actuador delante de la hélice

Para que el actuador que permite variar el ángulo de las palas de la hélice se encuentre delante de estas, es necesario que el eje del motor sea hueco, para que por el interior de este pase una barra que transmita el movimiento hasta el actuador que hará rotar las uniones de las palas.

Figura 10. Alternativa de actuador delante de la hélice

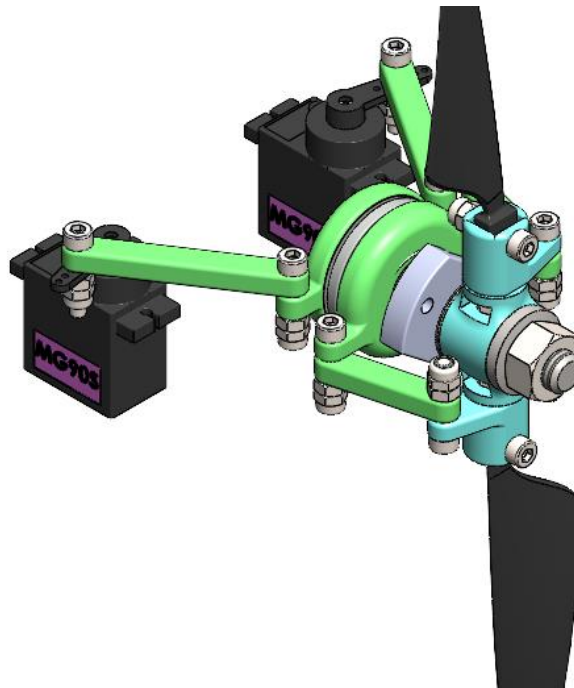


Este mecanismo tiene la ventaja de ser bastante compacto, además de que con un solo servomotor se puede lograr que la fuerza de avance y retroceso actúe de manera uniforme en todas las partes del mecanismo. Por otro lado, es la fabricación de un eje hueco tan pequeño puede resultar complicada, además de que se tiene que garantizar una elevada precisión en la concentricidad de las piezas y el ensamble en general. También la fricción que se genera entre la barra del actuador que va fija y el eje del motor que puede llegar a alcanzar las 10000[RPM] puede dar problemas en el funcionamiento.

2.1.2 Actuador detrás de la hélice

En el caso donde el actuador se ubica detrás de la hélice se utiliza un plato deslizante que va unido a las uniones de las palas mediante eslabones. Ya que el actuador va ensamblado a la unión de las palas por detrás de la hélice inevitablemente ocupará más espacio para dar cabida al motor con su respectivo soporte, también es necesario que tenga al menos dos servomotores para que la fuerza de avance pueda actuar de manera uniforme en el plato deslizante.

Figura 11. Alternativa de actuador detrás de la hélice



Dado la disposición de las piezas se necesita que el plato deslizante esté dividido en dos partes ya que una sección girará con las hélices mientras la otra sección va unida a los servomotores, y por lo tanto fija a la estructura. Este mecanismo es en esencia similar al que se usa en los helicópteros para variar el ángulo de las aspas de su rotor.

2.2 ESPECIFICACIÓN DE LA ALTERNATIVA GANADORA

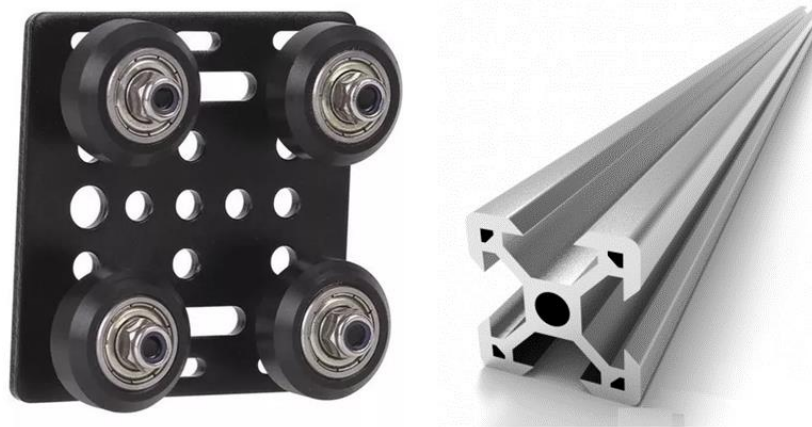
Se establece como alternativa ganadora el mecanismo con el actuador detrás de la hélice, esta alternativa es más sencilla de fabricar debido a que no tiene piezas con dimensiones tan pequeñas ni se verá afectada en gran medida por fricción y pandeo como puede ocurrir en el mecanismo donde la barra del actuador pasa por el centro del eje del motor.

A continuación, se muestra una breve descripción de los sistemas que componen esta propuesta

2.2.1 Sistema estructural

La estructura de soporte está construida con extrusiones de aluminio VSLOT 2020, esto garantiza la modularidad del montaje de pruebas, lo que resulta ideal para poder adaptar distintos sensores de medición, y utilizar uno de estos perfiles de aluminio como riel deslizante al estar montado sobre un carro de tipo CNC compatible con este perfil.

Figura 12. Carro deslizante CNC y extrusión de aluminio VSLOT 2020



Fuente: KIT CARRO PERFIL ALUMINIO DE 2020. Accedido el 14 de diciembre de 2023. [Imagen]. Disponible: <https://www.vistronica.com/impresora-3d-y-cnc/perfiles-de-aluminio>

El carro va montado fijo sobre dos columnas de extrusión de aluminio, y en el carro va ensamblado otra extrusión de aluminio junto con todos los soportes necesarios para el motor, los servomotores y sensores de medición. Toda esta estructura lleva un carenado para proteger los componentes y mejorar el flujo del viento alrededor.

2.2.2 Sistema de potencia

Para el sistema de potencia se utilizó un motor tipo brushless debido a que con un reducido tamaño logran una gran velocidad de giro, este es controlado electrónicamente con el Arduino y alimentado por una batería LIPO de 14.8V.

2.2.3 Sistema actuador

El sistema actuador consta de un plato deslizante con un rodamiento axial accionado en el avance por servomotores, este hace rotar los acoples del cubo que sostienen la hélice mediante unos eslabones de unión, lo cual hace girar las palas de la hélice variando su ángulo de paso. Ya que al retroceder los servos el rodamiento no retorna por sí solo, el mecanismo tiene un resorte de compresión para efectuar la fuerza de retorno.

2.2.4 Sistema de control y monitoreo

Este sistema incluye tanto el control de velocidad de motor y accionamiento de los servomotores como el monitoreo con los sensores de empuje y RPM, todo esto es controlado mediante un Arduino nano montado sobre una PCB plug and play.

2.3 REQUERIMIENTOS

2.3.1 Limitaciones de tamaño del montaje de prueba

El mecanismo de paso variable diseñado en este proyecto debe ser válido mediante pruebas en un túnel de viento, por eso es necesario que el montaje sea lo más compacto posible para que ese pueda ubicarse en el área de trabajo del túnel. La escuela de

ingeniería mecánica de la universidad industrial de Santander cuenta con un túnel EDIBON TA300 el cual se describe a continuación.

Figura 13. Túnel de viento EDIBON TA300



Fuente: Edibon. (2021). TA300/300C. Túnel Aerodinámico, 300 x 300 mm, Controlado desde Computador (PC). www.edibon.com

Tabla 1. Especificaciones del túnel de viento

Característica	Valor
Modelo	TA300/300C:
Área de trabajo	300x300x600 [mm]
Velocidad área de trabajo	0-34 [m/s]
potencia del ventilador	1,5 [kW]
Relación de contracción	9,5:1
Material	Aluminio anodizado

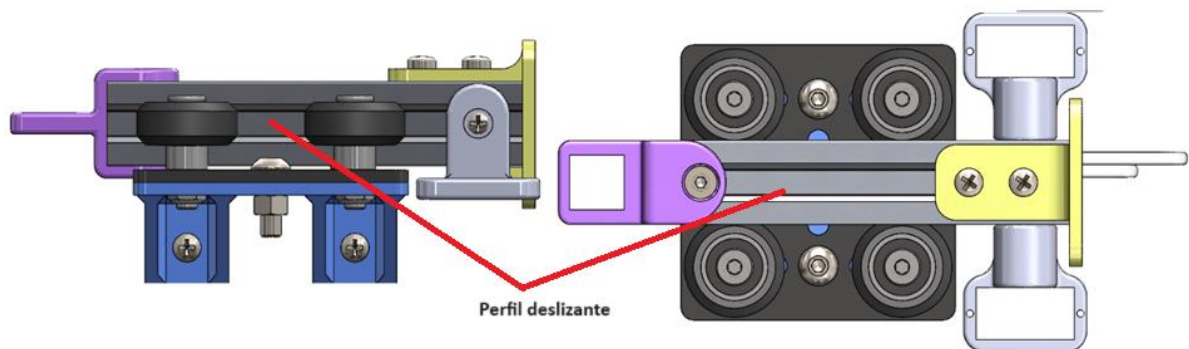
Este equipo cuenta con una sección de 300x300mm y 600mm de longitud para su área de trabajo, además no cuenta con elementos de sujeción en el interior, por lo que se hace necesario diseñar elementos de sujeción que externos al túnel. También tiene la capacidad de mover el viento a una velocidad máxima de 34m/s y cuenta con sensores de presión para calcular la velocidad del viento (Edibon, 2021)

2.4 DISEÑO DEL SISTEMA ESTRUCTURAL

El diseño de la estructura debe tener un sistema que permita el desplazamiento de la montura del motor en el mismo eje donde se efectúa el empuje, esto con el fin de poder transmitir la fuerza hasta un sensor que medirá la magnitud del empuje generado por el propulsor.

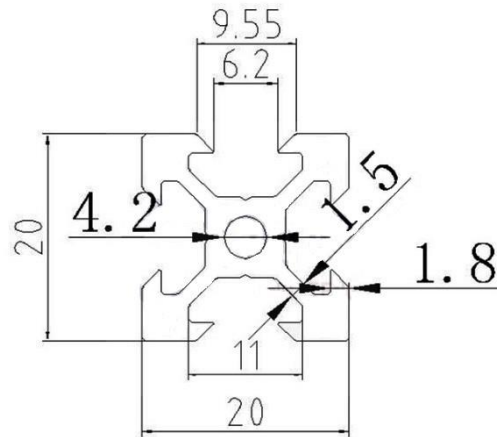
Con el fin de garantizar la estabilidad un perfil de aluminio con sección V-SLOT 2020 montado en un carro deslizante CNC, en este perfil de aluminio va a ir montado la montura del motor, la montura de los servos y el acople con el sensor de fuerza.

Figura 14. Montura del motor (amarillo), montura de los servos(gris), acople celda de carga(morado).



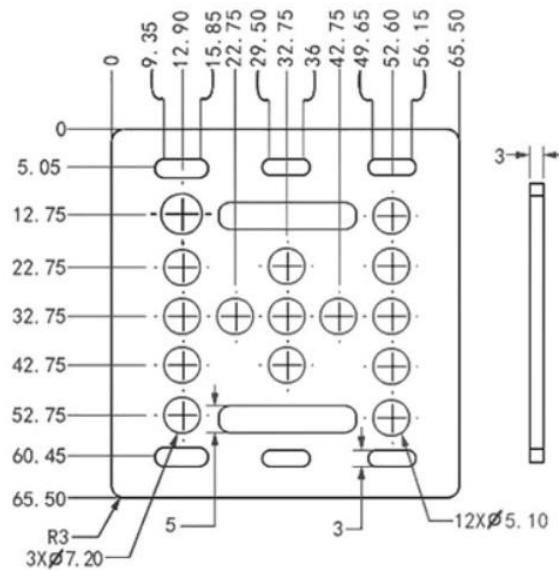
Tanto el perfil de extrusión de aluminio como el carro CNC son piezas estándar que se consiguen comercialmente de manera sencilla, a continuación, se muestran sus características geométricas:

Figura 15. Sección transversal perfil de aluminio VSLOT 2020



Fuente: Perfil de aluminio OB2020 V slot. Accedido el 14 de diciembre de 2023. [Imagen].
Disponibile: <https://www.didacticaselectronicas.com/index.php/cnc-imp3d/est/perfiles/ob2020v-detail>

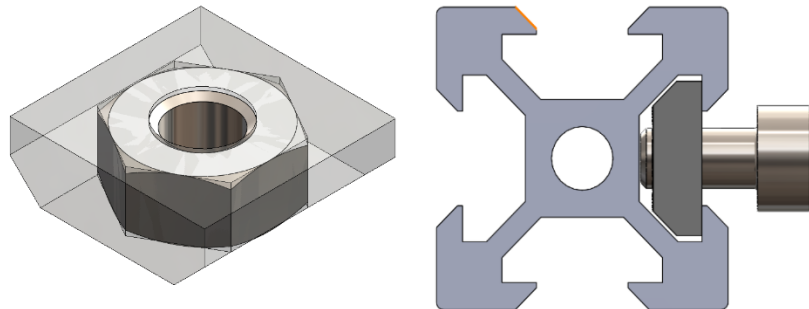
Figura 16. Dimensiones placa del carro CNC.



Fuente: KIT CARRO DESLIZADOR PARA PERFIL ALUMINIO DE 2020. Accedido el 14 de diciembre de 2023. [Imagen]. Disponible: <https://www.vistronica.com/impresora-3d-y-cnc/perfiles-de-aluminio/accesorios-para-perfil/PlacaDeDeslizamientoConRuedasDelrinParaPerfilDe20-deta>

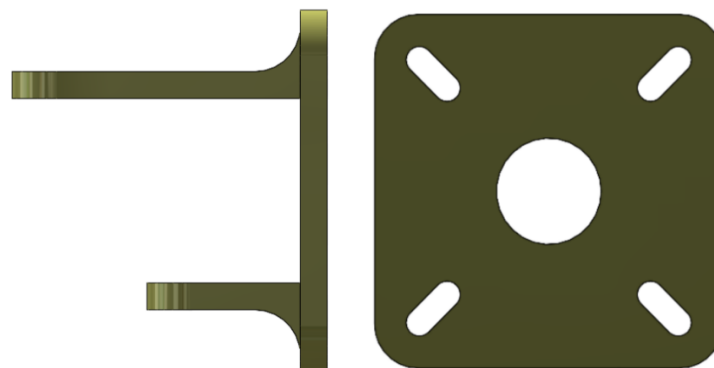
El diseño de todas las partes relacionadas a la estructura fue hecho a partir de estas dos geometrías. Para su montaje en los perfiles se diseñó una guía que se desliza por el interior de los perfiles, dentro de esta guía se inserta una tuerca M4, el montaje se muestra a continuación:

Figura 17. Montaje de la guía de sujeción deslizante



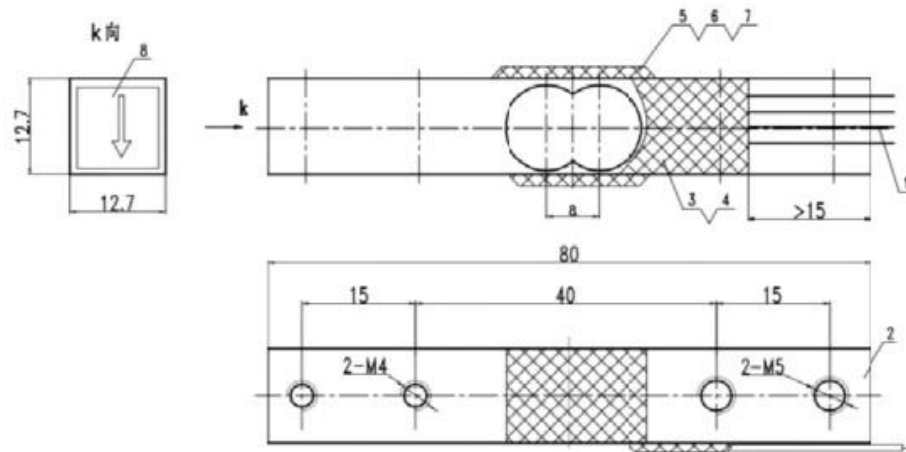
La montura del motor cuenta con un plato universal para poder acoplar motores de distintas medidas y dos salientes las cuales se atornillan a un extremo del perfil de aluminio deslizante. Esta pieza soportará el peso del motor y del mecanismo de paso variable, además de soportar el torque producido por el motor.

Figura 18. Vista frontal y lateral de la montura del motor.



Como sensor de fuerza se utilizará una celda de carga de tipo flexión, este componente es una barra de aluminio de sección cuadrada cuyas dimensiones se muestran a continuación:

Figura 19. Dimensiones de la celda de carga.

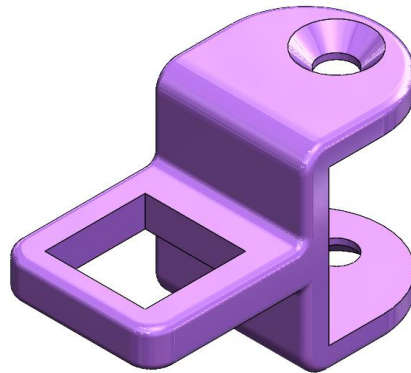


Fuente: CELDA DE CARGA 10 KG YZC-133. Accedido el 15 de diciembre de 2023. [Imagen]. Disponible: <https://www.vistronica.com/sensores/presion/celda-de-carga-10-kg-yzc-133-detail.html>

En la sección del diseño del sistema de monitoreo y control se justificará la elección de este componente.

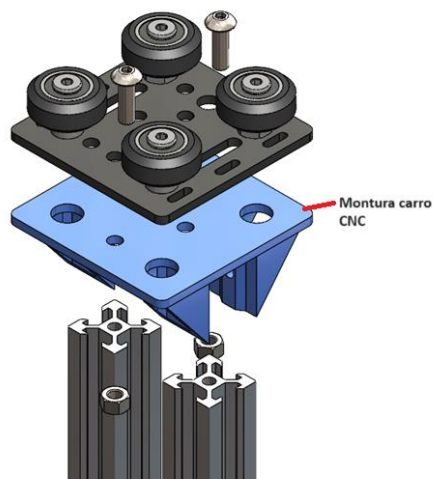
El acople con esta celda consta de una sección que abraza el sensor de fuerza, y dos salientes las cuales van atornilladas al perfil deslizante.

Figura 20. Acople celda de carga.



La montura del carro deslizante se diseñó a partir de la geometría de la placa de aluminio de este componente, la cual dispone de varios taladros y ranuras para acoplar accesorios, estas se utilizaron para asegurar el carro a la montura con tornillos M5. La montura tiene uniones en ángulo para asegurar 2 columnas que servirán como el soporte de toda la estructura

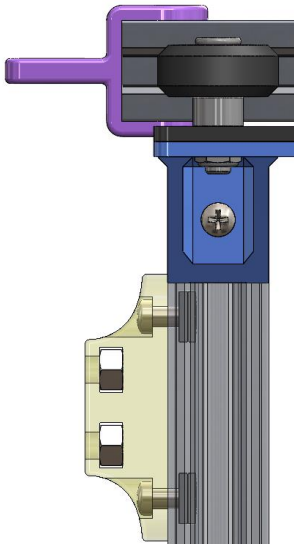
Figura 21 Montaje del carro CNC



Como se mencionó anteriormente, la celda de carga es de tipo flexión, es decir que este componente debe estar sometido a una carga de flexión cuando la fuerza que se desea

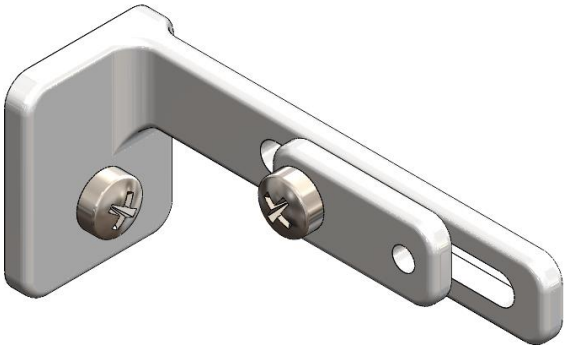
medir actúa sobre ella. Para esto el acople inferior de la celda va atornillado a una de las columnas de soporte mientras el otro extremo se mantiene en voladizo y acoplado al riel deslizante como se muestra en la Figura 22.

Figura 22 Montaje de los soportes de la celda de carga.



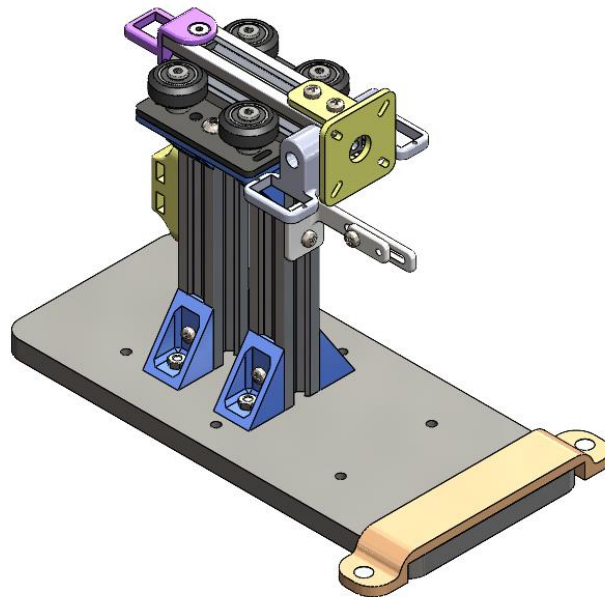
La montura del sensor de RPM está compuesta por 2 partes, un soporte que va unido a la estructura, este tiene un brazo en voladizo con una ranura en donde va atornillado una placa en donde va montado el sensor, esto facilita modificar la ubicación del sensor para su correcta calibración.

Figura 23 Montura del sensor de RPM



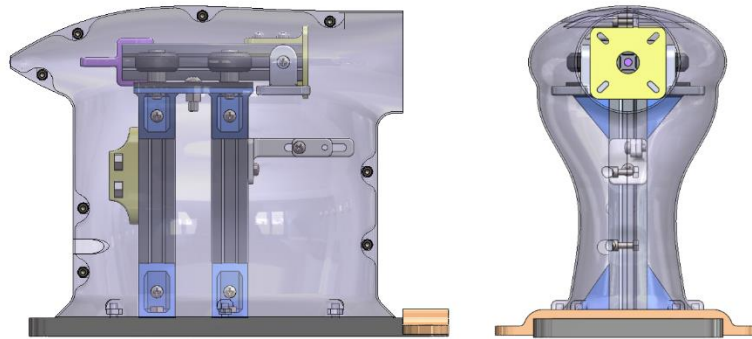
La base de apoyo de la estructura es un rectángulo unido a las columnas de soporte mediante ángulos atornillados a ambos extremos de cada columna y la base. La base además tiene perforaciones para sujetar el carenado que cubre toda la estructura. Un extremo de la base va apoyado en el final del área de trabajo del túnel de viento, mientras que el otro extremo va asegurado con una abrazadera y sujeto con un par de imanes de neodimio que están por fuera del túnel de viento.

Figura 24 Anclaje con el túnel de viento



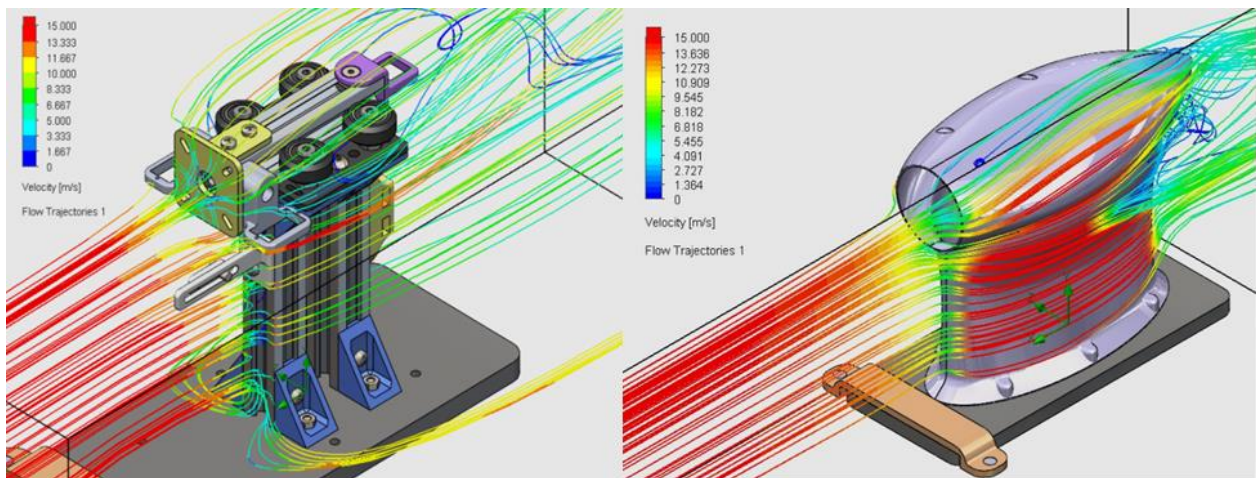
Toda esta estructura presenta una geometría que presenta restricciones al flujo del viento, además de dejar al descubierto los sensores y el cableado de todos los componentes electrónicos, para solucionar esto se diseñó un carenado aerodinámico.

Figura 25. Carenado



El carenado se diseñó a partir del modelo CAD del ensamblaje de todo el mecanismo de paso variable junto con su montaje de pruebas, se generaron diferentes secciones transversales para las diferentes partes de la estructura

Figura 26. Simulación del flujo del viento con carenado vs sin carenado.



En la Figura 26 se muestra una simulación del flujo del viento alrededor de la estructura del montaje de pruebas en el túnel de viento, en ella se puede apreciar el cambio drástico en la velocidad del viento al impactar con la estructura sin carenado, al impactar con las caras perpendiculares a la dirección del viento, el flujo llega a velocidad 0, y esto generaría vórtices que alteren el rendimiento de las hélices. Con el carenado la velocidad se reduce aproximadamente a la mitad lo que reduciría la generación de vórtices y en

general mejora el flujo del viento alrededor del del montaje de pruebas dentro del túnel de viento.

2.5 DISEÑO DEL SISTEMA DE POTENCIA

El motor eléctrico de que se uso para impulsar la hélice fue un modelo brushless D3536 de 1000[Kv] capaz de generar 430[W] de potencia. La elección se dio en gran parte a la recomendación que realiza Sifuentes y López, pues recomiendan el uso del motor después de que este se selección por medio de los datos predichos por la teoría de pala (BET) para una hélice de 12x6 (Sifuentes Acuña & López Saldivar, 2022).

Además, se trata de un motor comercial ampliamente usado en este rubro pues brinda la potencia necesaria para superar las resistencias aerodinámicas variables que surgen al ajustar el paso de la hélice.

Figura 27. Motor D3536



Tabla 2. Especificaciones técnicas del motor.

Característica	Valor
Modelo	D3536
Kv	1000 [RPM/V]
Potencia	430 [W]
Corriente máximo	30 [A]
Voltaje máximo	15 [V]
Diámetro del eje	5 [mm]
Longitud del eje	16 [mm]

2.6 DISEÑO DEL SISTEMA ACTUADOR

2.6.1 Acople con el eje del motor

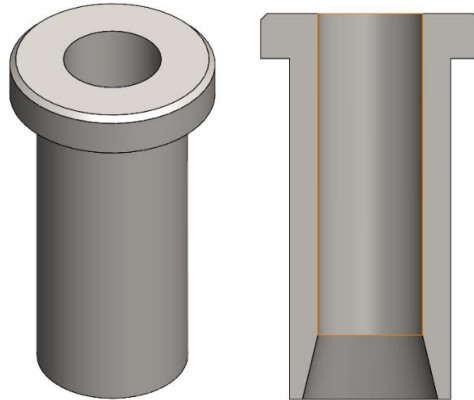
Dado a las restricciones con el tamaño del eje del motor se hace necesario diseñar un acople que a su vez funcione como una extensión del eje. Este acople consta de dos piezas, la primera es un tornillo que en uno de sus extremos tiene una sección cónica, además de tener un taladro concéntrico de 5mm de diámetro y 16mm de longitud, en donde se introduce el eje del motor, esta sección también tiene unas ranuras que permiten un poco de juego radial en el tornillo. En el otro extremo el tornillo lleva una rosca M8 que servirá como el eje del cubo del rotor y se asegura con una tuerca.

Figura 28. Tornillo de acople.



La segunda pieza es un buje que en uno de sus extremos tiene un cono hembra de las mismas dimensiones del cono del tornillo de acople, y en el otro extremo tiene un ensanchamiento donde se asienta el cubo del rotor, al asegurar el cubo con la tuerca en el tornillo, el buje ejercerá una fuerza axial sobre el cono del tornillo y este a su vez quedará acoplado con el eje del motor. Además, servirá como buje del plato deslizante como se detallará más adelante.

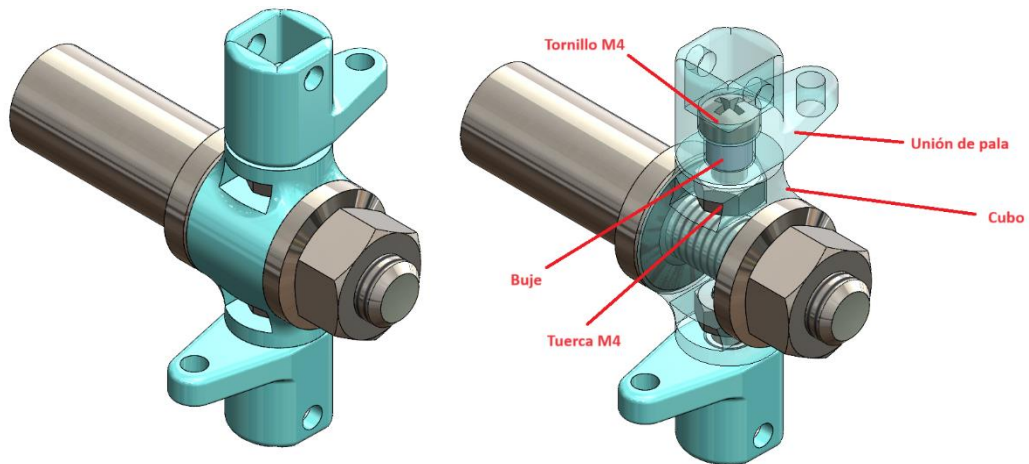
Figura 29. Buje de acople



2.6.2 Cubo y uniones de palas

El conjunto del rotor de las hélices debe permitir que las palas pivoten respecto a un eje perpendicular al eje de giro del motor, para esto se hace necesario que el cubo y las uniones de las palas sean piezas separadas.

Figura 30. Ensamble del rotor en el tornillo de acople



El cubo consta de un orificio donde se introduce el tornillo de acople, y tiene dos salientes perpendiculares a este eje donde se atornilla las uniones de las palas, en los laterales de estas salientes tiene una ranura donde se introduce una tuerca para asegurar la unión de

las aspas, esto es porque la pieza fue fabricada en impresión con plástico ABS y roscar una pieza de plástico no fue eficiente. Para el dimensionamiento del cubo se utilizaron las siguientes ecuaciones.

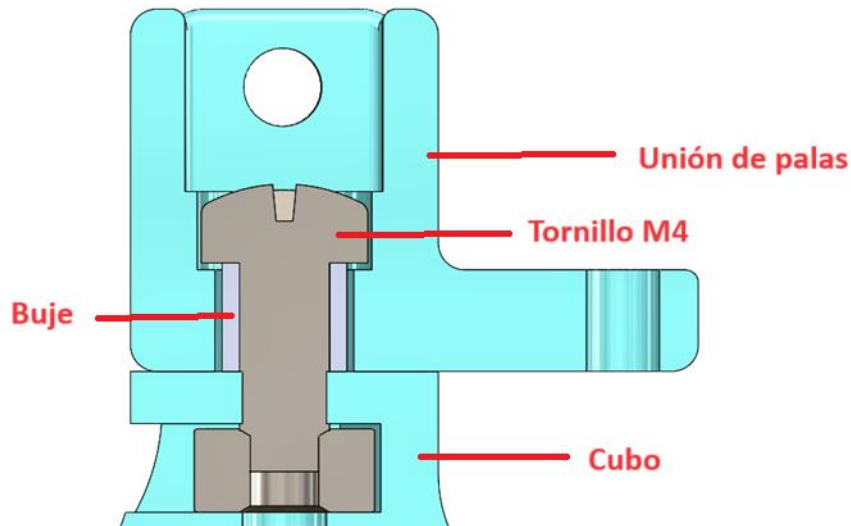
$$d = 1.8 a 2 * d_{eje}$$

$$l = 1.2 a 1.5 * d_{eje}$$

Dando como dimensiones finales del cubo $d_{eje}=8\text{mm}$, $d_{cubo}=16\text{mm}$ y $l_{cubo}=12\text{mm}$

La unión de las palas consta de un cilindro el cual en su base tiene un bazo donde acoplará un eslabón que transmitirá la fuerza de los actuadores. Esta pieza va atornillada al cubo en su interior, la cabeza del tornillo mantiene la unión con el cubo, y el buje permite la rotación de este con poca fricción.

Figura 31. Ensamble de la unión de las palas



La unión de las palas es la pieza más crítica de todo el mecanismo, debido a que esta soporta todos los efectos de las fuerzas de viento, fuerzas del motor y fuerza centrífuga, siendo esta última la más crítica según la teoría sobre hélices. La falla por este criterio ocasionaría que una de las palas salga despedida a gran velocidad pudiendo comprometer la integridad del operador. Es necesario que esta pieza esté correctamente dimensionada para las condiciones de operación máximas a las que se puede operar el

dispositivo según los fabricantes, teniendo en cuenta la masa de las palas y su velocidad máxima de giro. Para ello se recopiló información de hélices comerciales marca aeronaut cam:

Tabla 3. Especificaciones de hélices comerciales

Hélice	Masa [g]	RPM máxima
12x5	12,5	10000
12x6,5	13	10000

Teniendo como condición críticas las hélices más grandes para las cuales se puede utilizar este mecanismo. La fuerza centrífuga se puede calcular mediante la ecuación:

$$F_{axial} = m_{hélice} r \left(\frac{2\pi n}{60} \right)^2$$

Donde:

F_{axial} =Fuerza centrífuga experimentada por las palas de la hélice

$m_{hélice}$ =Masa de las palas de la hélice

r =Distancia entre el eje del cubo y el eje de fijación de las palas

n =Velocidad de rotación

Utilizando los datos de la Tabla 3 y la distancia del eje del motor, la cual es de 22.9mm se obtienen los siguientes valores de fuerza axial:

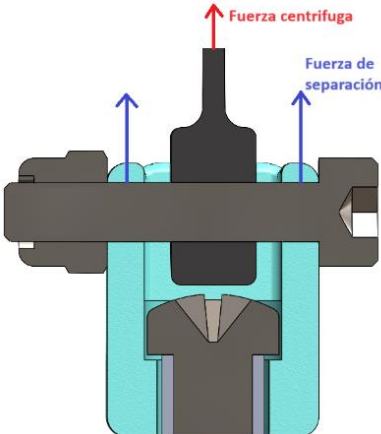
Tabla 4. Fuerzas centrífugas críticas

Hélice	RPM máximos	F_{axial} [N]
12x5	10000	313,91
12x6,5	10000	326,46

Teniendo en cuenta el valor de 326.46[N] de la Tabla 4 se realizó una simulación estática de la unión de las aspas, para la cual se estableció una fuerza centrífuga de 500[N] con el fin de garantizar un margen de seguridad ante la falla de este elemento. Dada la

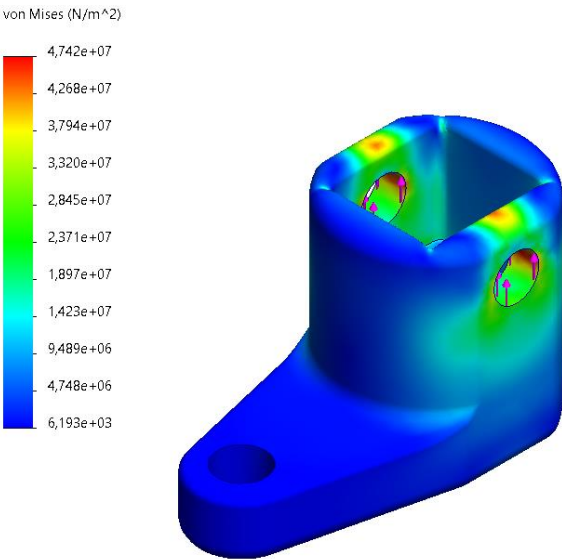
simetría del ajuste generado por el tornillo, la fuerza de separación que soportará cada asiento de la unión de las palas es de 250[N], este valor es el que se utilizará para la simulación.

Figura 32. Distribución de fuerzas en la unión de las palas



En la simulación se obtienen zonas de esfuerzo máximo de 47.42[Mpa], lo cual aún se encuentra por debajo de la resistencia a la tracción del ABS que es de 55[Mpa]. (Acrilonitrilo-Butadieno-Estireno (ABS) | CMEmaterials, n.d.). La geometría propuesta ofrece un factor de seguridad de 1.7 respecto a la condición más crítica.

Figura 33. Simulación estática de la unión de las palas



Ya que el soporte de la pala está unido al cubo mediante un tornillo M4, es necesario verificar la resistencia a la tensión de dicho componente, para lo cual extraemos el área de esfuerzo de la siguiente tabla:

Tabla 5. Diámetros y áreas de roscas métricas

Diámetro mayor nominal d , mm	Paso p , mm	Serie de paso grueso	
		Área de esfuerzo de tensión A_t , mm ²	Área del diámetro menor A_r , mm ²
1.6	0.35	1.27	1.07
2	0.40	2.07	1.79
2.5	0.45	3.39	2.98
3	0.5	5.03	4.47
3.5	0.6	6.78	6.00
4	0.7	8.78	7.75
5	0.8	14.2	12.7
6	1	20.1	17.9

Fuente: DISEÑO EN ingeniería mecánica de Shigley - 9. edición [Anónimo]. [s.l.]: McGraw-Hill Educación, 2012. ISBN 9786071507716.

Para un tornillo M4 el área de esfuerzo de tensión es de 7.75[mm²], la fuerza axial se mantiene en 500[N] para tener un margen de seguridad ante la falla. El esfuerzo de tensión el tornillo se calcula con la siguiente ecuación:

$$\sigma_{\text{tornillo}} = \frac{F_{\text{axial}}}{A_{\text{esfuerzo}}}$$

Dando un esfuerzo de tensión de 64.5[Mpa], el tornillo usado está fabricado en acero A36, el cual tiene una resistencia a la tensión de 250[Mpa]

Para sujetar la pala a la unión que lo asegura con el cubo se utilizó un tornillo M3 asegurado al otro extremo con una tuerca de seguridad. Este componente se ve sometido a un esfuerzo cortante debido a la fuerza centrífuga generada por la rotación de la pala,

para verificar la resistencia al cortante de este componente se extrae el valor del área de esfuerzo de la Tabla 5, la cual es de 4.47[mm²], y se utiliza la siguiente ecuación:

$$\tau_{\text{tornillo}} = \frac{\frac{F_{\text{axial}}}{2}}{A_{\text{esfuerzo}}}$$

Dando un esfuerzo cortante de 55.9[Mpa], este tornillo también es de acero A36 y su resistencia al cortante es de 100[Mpa], por lo que este elemento también resiste la condición más crítica de operación del propulsor.

2.6.3 Plato deslizante

La variación del ángulo de las palas será comandada por un plato deslizante que se asienta sobre el buje de acople mostrado en la Figura 29. El plato deslizante consta de dos partes, la primera es el plato deslizante fijo está conectada con los actuadores que son dos servomotores los cuales se encargan de efectuar la fuerza del movimiento de avance del plato en el eje longitudinal del buje de acople, esta conexión se hace por medio de eslabones y el mecanismo de unión son pernos asegurados por una unión de contratuerca con una tuerca convencional y una tuerca de seguridad en el extremo del perno, la unión de contratuerca asegura firmemente los eslabones en su sitio pero permite que el perno actúe como un pasador y que pueda haber un movimiento de articulación como se muestra en la Figura 35.

Figura 34. Ensamble del plato deslizante fijo

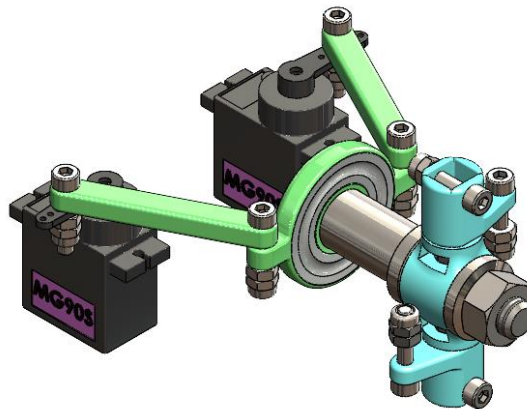


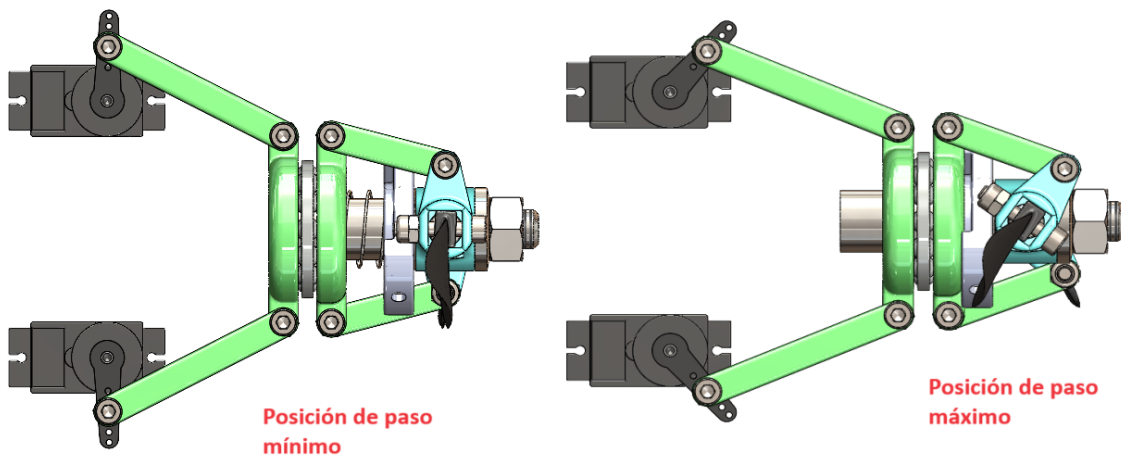
Figura 35. Unión de perno y contratuerca



El uso de la tuerca de seguridad en la unión del perno garantiza que las vibraciones no aflojen la tuerca.

La segunda parte es el plato rotativo, este va unido también por medio de eslabones a las uniones de las palas, cuando este plato se desplaza accionado por el avance del plato deslizante fijo, hace rotar a las palas en el eje perpendicular al eje de rotación de la hélice como se muestra a continuación:

Figura 36. Actuación del mecanismo de paso variable.

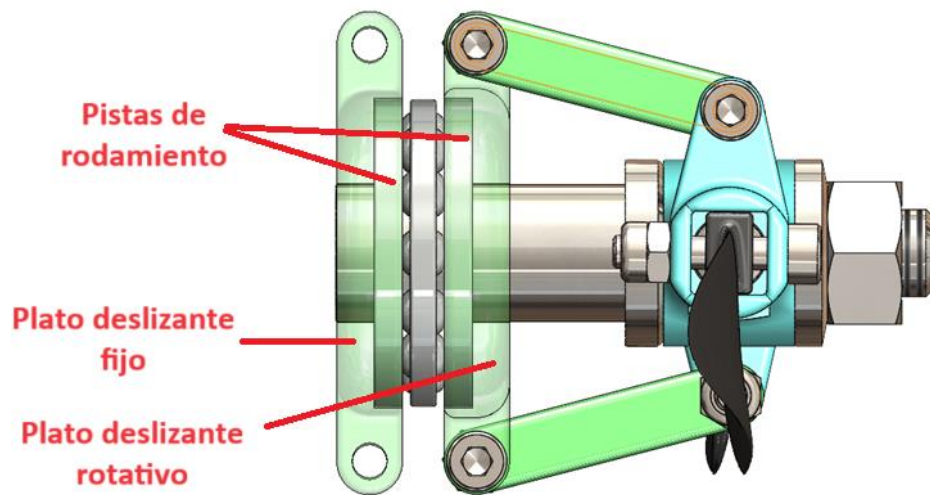


Dado que es necesario transmitir la fuerza entre el plato fijo y el plato rotativo se debe implementar un rodamiento axial que permite el libre giro del plato rotativo mientras se realiza el desplazamiento efectuado por la fuerza de avance.

Este rodamiento se seleccionó únicamente por características dimensionales y de velocidad de rotación, dado que las cargas a las que se verá sometido no son excesivas. El diámetro interno del rodamiento debe ser mayor que el diámetro externo del buje de acople, este diámetro es de 12.5[mm]. La velocidad máxima a la cual puede llegar el motor con una hélice acoplada es de 10000[RPM]. En base a estos datos se seleccionó un rodamiento un rodamiento 51102, el cual tiene un diámetro interior de 15[mm] y una velocidad de rotación límite de 12000[RPM] la ficha técnica de este rodamiento se encuentra en el anexo...

En los platos deslizantes se dejó un espacio para poder insertar las pistas de los rodamientos y que este montaje ocupe la menor longitud posible sobre el buje de acople, esto con el fin de poder obtener una mayor distancia de recorrido y por lo tanto una mayor rotación en el ángulo de las palas.

Figura 37. Ensamble del rodamiento en el plato deslizante



Dado que los rodamientos axiales constan de varias piezas separadas, cuando los servomotores efectúan el movimiento de retroceso para retornar a la posición de paso mínimo, el plato deslizante rotativo no retorna a su posición inicial, por lo que se hace necesario otro mecanismo para la actuación del retorno de este plato. Este mecanismo debe ser compacto dado a las limitaciones de espacio de todo el propulsor, por lo que se planteó el uso de un resorte de compresión.

2.7 DISEÑO DEL RESORTE DE COMPRESIÓN

Para el retorno del plato rotativo se estimó una fuerza de retroceso de 100[g], dado que solo debe tener la fuerza suficiente para retornar el plato a la posición inicial, también se tuvo en cuenta las dimensiones del lugar donde será instalado y materiales comerciales para la fabricación de resortes. Los parámetros iniciales se muestran a continuación:

Tabla 6. parámetros de diseño del resorte de compresión

parámetros	Valor
Material del alambre	Alambre de piano A228
Modulo de elasticidad al cortante G	81.7 [GPa]
Diámetro del alambre	0,5 [mm]
Fuerza máxima de operación - F_o	1 [N]
Fuerza en longitud libre - F_f	0 [N]
Longitud de operación - L_o	2 [mm]
Longitud libre - L_f	16 [mm]
Diámetro medio tentativo	14 [mm]

Dado que se tienen casi todos los parámetros necesarios para el diseño del resorte solo es necesario calcular el número de espiras. Primero se necesita usar estos valores para calcular la constante elástica y el índice del resorte mediante las siguientes expresiones

$$K = \frac{F_o}{L_f - L_o}$$

$$C = \frac{D_m}{D_w}$$

Se obtienen valores de $K=0,4$ [N/mm] y $C=27.5$, con estos valores es posible calcular el número de espiras activas en el resorte.

$$N_a = \frac{GD_w}{8kC^3}$$

Esta expresión da $N_a=3,63$ espiras, por lo que se toma 4 espiras para el resorte que accionará el retorno del mecanismo de paso variable

2.8 ACTUADORES

Los actuadores deben ser capaces de mover las uniones de las aspas en condiciones de máxima velocidad, donde la fuerza de arrastre generada por el viento también será máxima. Además, también tiene que comprimir el resorte que efectúa la fuerza de retorno.

La fuerza de compresión del resorte es estimó en el apartado anterior, y para estimar la fuerza de arrastre sobre las aspas de la hélice se utiliza la siguiente ecuación

$$F_D = \frac{1}{2} * C_D * A * \rho * V^2$$

Donde:

F_D =Fuerza de arrastre aerodinámico

C_D =Coeficiente de arrastre aerodinámico

A =Area proyectada por la superficie en contacto con el viento

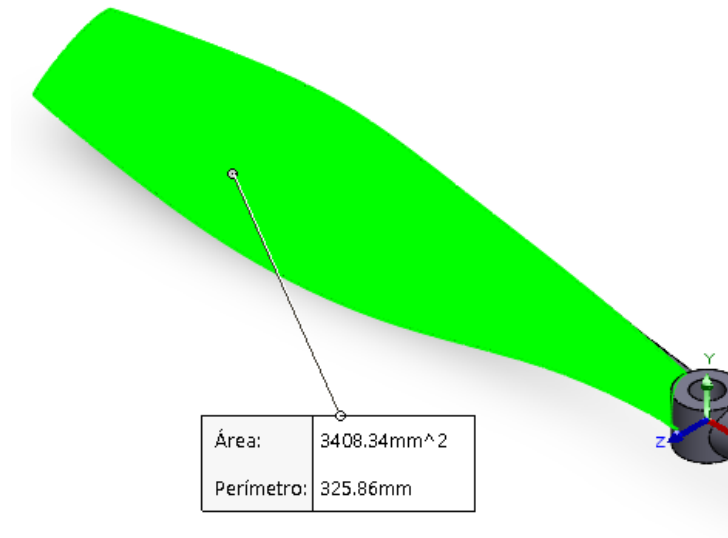
ρ =Densidad del aire

V = Velocidad del viento

El coeficiente de arrastre aerodinámico es bastante alto debido a que cuando el aire impacta sobre las aspas de la hélice la proyección de esta sobre el viento es un plano perpendicular a la dirección del viento. La proyección del área se estimó mediante

herramientas CAD, y la velocidad del viento es la máxima a la cual se puede llevar el túnel de viento.

Figura 38. Área total de la hélice



Tomando los siguientes parámetros para la ecuación:

Tabla 7. Variables de fuerza de arrastre aerodinámico

Parámetro	Valor
Cd	2
A	3408,34 [mm ²]
p	1,29 [kg/m ³]
V	34 [m/2]

Tomando en cuenta que el concepto del mecanismo planteado tiene dos aspas iguales, se obtiene una fuerza de arrastre aerodinámico de 10,17 [N], el cual es un valor bastante bajo y no se requiere de mucha fuerza para los actuadores.

Los servomotores se eligieron teniendo en cuenta parámetros como el tamaño, el torque generado y su fácil compra en el mercado local, esto llevó a la elección de 2 servomotores referencia MG90S, los cuales se describen a continuación:

Figura 39. Servomotor MG90S



Fuente: MICRO SERVOMOTOR MG90S Piñonería Metálica [imagen]. [Consultado el 21, diciembre, 2023]. Disponible en Internet: <<https://www.vistronica.com/robotica/motores/micro-servomotor-mg90s-pinoneria-metalica-detail.html>>.

Tabla 8. Especificaciones de los servomotores.

Característica	Valor
Modelo	MG90S
Piñonería	Metálica
Rango rotacional	180°
Voltaje de funcionamiento	4.8-6 [V]
Torque	1.8-2.2 [kg/cm]
Velocidad de operación	0.1-0.08 [s/60°]

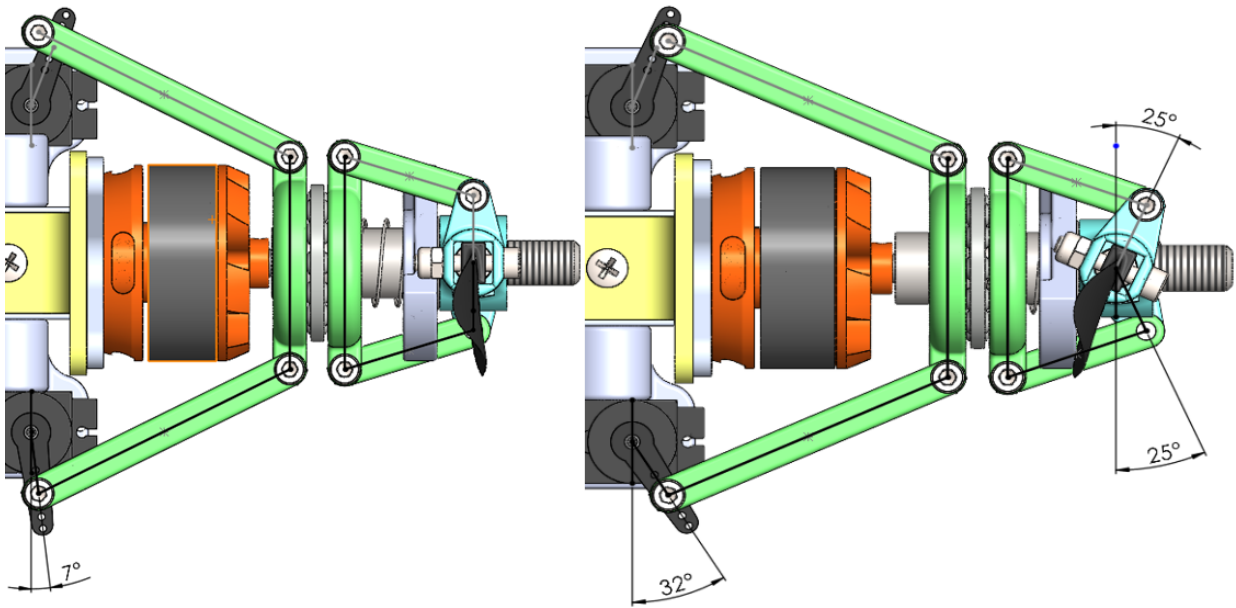
Estos son los servomotores más pequeños que se pueden conseguir en el mercado, además también se tuvo en cuenta que contaran con Piñonería metálica para su larga vida útil y evitar fallas. Van acoplados a un brazo de 1[cm] de longitud, y debido a que

hacen 2 [kg*cm] de torque cuando se alimentan con 5 [V] estos servos ejercen una fuerza de 20[N] cada uno en el avance.

2.9 CINEMÁTICA DEL MECANISMO

Dado que el plato deslizante está conectado tanto a los servomotores como a las uniones de las palas mediante eslabones, la longitud de estos determinará el rango de movimiento de avance del plato. El ángulo de variación de las palas de la hélice debe ser de entre 0° y 25° para tener un buen rango de variación en el empuje generad por esta, se plantean la siguiente distribución de los eslabones.

Figura 40 Relación de movimiento del mecanismo



Un par de eslabones de 50 [mm] para unir los servomotores al plato y un par de eslabones de 24 [m] para unir el plato con la unión de las palas. Con esta longitud se tiene un rango de movimiento más amplio del necesario por lo que se hace necesario limitar electrónicamente el movimiento de los servomotores entre 7° y 32° . En la Figura 40 se puede apreciar que la relación de avance es de 1:1, es decir que por 1° de avance de los servomotores las palas incrementan en 1° su ángulo respecto al plano de rotación.

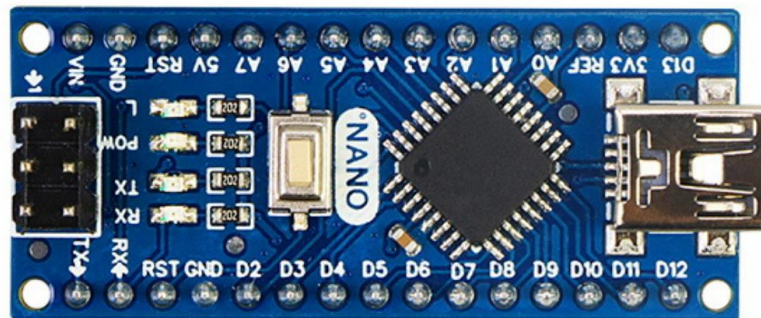
2.10 DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL Y MONITOREO

En este apartado revisaremos los sensores usados por el banco de prueba para el monitoreo de la velocidad angular y el empuje generado, además de los actuadores para controlar la velocidad del motor y el mecanismo de paso variable.

2.10.1 Tarjeta de desarrollo

En este proyecto, se utilizó la tarjeta de desarrollo Arduino para recopilar y visualizar los datos aprovechando el entorno y toda la documentación que brinda Arduino. La placa de Arduino se programó con el entorno de desarrollo Arduino IDE, donde se grabaron las instrucciones necesarias para el funcionamiento del sistema. Mas concretamente se usó el modelo Arduino nano pues su tamaño compacto y cantidad de pines bastan para la implementación de los actuadores y sensores sobre esta tarjeta.

Figura 41. Tarjeta de desarrollo Arduino nano



Fuente: ARDUINO NANO - Smoothie [Anónimo] [imagen]. [Consultado el 29, diciembre, 2023]. Disponible en Internet: <https://smoothie.com.co/products/arduino-nano.php>.

2.10.2 Celda de carga y modulo HX711

Como alternativa para monitorear el empuje producido por el prototipo se optó por escoger una celda de carga con galgas extensiométricas modelo YZC-133 debido a su tamaño compacto, poco peso, capacidad de carga y ajustado precio.

Tabla 9. Especificaciones técnicas celda de carga.

Característica	Valor
Modelo	YZC-133
Capacidad de carga nominal	10 [Kg]
Salida de cero	0,05% FS
Precisión	0,02% FS
Temperatura de trabajo	-10°C a 50°C
Sobre carga de seguridad	150%
Salida	4 cables (Wheatstone)
Dimensiones	80x12,7x12,7 [mm]
Agujeros (4)	D3,4 [mm]
Longitud cables	16 [cm]
Material	Aluminio
Peso	31 [g]

Fuente: “CELDA DE CARGA 10 KG YZC-133”. VISTRONICA S.A.S. Accedido el 16 de diciembre de 2023. [En línea]. Disponible: <https://www.vistronica.com/sensores/presion/celda-de-carga-10-kg-yzc-133-detail.html>

Normalmente para realizar las lecturas mediante un microcontrolador es recomendable utilizar un transmisor. Como recomendación el transmisor compatible con Arduino nano más usado es el módulo HX711 pues está especialmente diseñado para trabajar con celdas de carga de este tipo y ofrecer una salida digital para ser leída por el microcontrolador. Además de poseer una librería muy útil como lo es la “HX711.h”¹ la cual brinda métodos para facilitar la programación e implementación de la celda de carga en el código fuente.

2.10.3 Sensor infrarrojo

Para el conteo de las RPM del propulsor inicialmente se intentó aprovechar el campo electromagnético proveniente del motor brushless mediante un sensor de efecto hall. Sin

¹ “GitHub - RobTillaart/HX711: Arduino library for HX711 24 bit ADC used for load cells and scales.” GitHub. Accedido el 16 de diciembre de 2023. [En línea]. Disponible: <https://github.com/RobTillaart/HX711>

embargo, para tomar datos coherentes había que acercar mucho el sensor al rotor por lo que se veía vulnerada la seguridad debido a que estos motores logran más de 7000 rpm. Por lo que se desechó la idea y se propuso utilizar un sensor infrarrojo pues este usa el principio de reflexión, en el cual un diodo emisor emite luz infrarroja que al impactar sobre un objeto es reflejado, este reflejo es detectado por el receptor fotoeléctrico y se emite una señal de detección, el rango de detección dependerá del color y tipos de superficie del objeto, objetos reflectivos y de color claro será más fácil detectar.

Con esto en mente se escogió el sensor de obstáculos infrarrojo fc-51 el cual mediante una cinta reflectiva ubicada en el rotor cambiara su estado del pin digital de alto a bajo cada vez que se produzca una revolución del motor todo esto mientras se encuentra a una distancia donde no representa peligro que llegué a afectar la rotación del motor.

Tabla 10. Especificaciones técnicas sensor infrarrojo.

Característica	valor
Modelo	FC-51
Voltaje de operación	3-5 V DC
Rango de detección	0,2cm a 3 cm
Angulo de visión	30°
Tipo de salida	Digital
Tamaño	40x15 [mm]
Peso	3 [g]

Una vez habiendo categorizado los sensores principales del banco pasamos al control y alimentación de los componentes eléctricos, principalmente el motor.

2.10.4 Batería y controlador electrónico de velocidad (ESC)

Para alimentar el motor eléctrico, la ESC y todos los sensores, se utilizó una batería de polímero de iones de litio o LiPo de cuatro celdas con salida de 14.8 V, capacidad de 2200 mAh y tasa de descarga de 25C. Esta batería de pequeñas dimensiones (105 X 33 X 24 mm) y peso máximo de 188 g fue elegida debido a las condiciones de protección que ofrece el carenado del banco de pruebas. El controlador de velocidad se utilizó para

realizar cambios de velocidad en la rotación de la hélice, necesarios para llevar a cabo pruebas dinámicas y estáticas. El controlador seleccionado tiene una capacidad de entrega de corriente continua de 60 A y un tamaño y peso de 57 X 25 X 8 mm y 25 g, respectivamente. A continuación, se muestra una imagen de estos componentes.

Figura 42. der) ESC 60 A; izq) Bateria LiPo 2200 mAh



Fuente: 260A RC Motor sin escobillas controlador de velocidad eléctrico ESC [Anónimo] [imagen]. [Consultado el 15, enero, 2024]. Disponible en Internet: <https://www.amazon.com/-/es/escobillas-controlador-velocidad-eléctrico-Bullet/dp/B079CNVCYF/ref=sr_1_5?adgrpi

2.10.5 Elementos de control

Estos son usados para controlar manualmente la señal PWM y así controlar tanto al motor como a los servomotores

Encoder rotativo KY-040: Este encoder incremental genera pulsos que codifican la rotación, ya sea en ciclo horario o antihorario, aumentando o disminuyendo en 50 μ s la señal PWM del motor la cual está entre 1000 – 2000 μ s. El encoder puede ser pulsado, de modo que este apaga el motor devolviendo su valor a 1000 μ s.

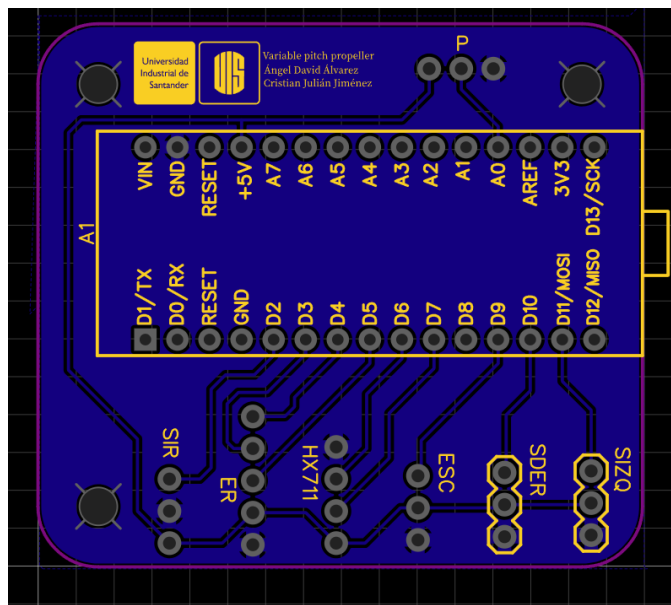
Potenciómetro rotatorio 100K: Este es usado para controlar la posición de los servomotores, pues su posición es directamente proporcional al ángulo de giro. controlando así el ángulo de paso de las hélices. El programa está pensado para que en

la posición 100% del potenciómetro el servomotor avance hasta que en la pala el ángulo sea de 25°.

2.10.6 Placa de circuito impreso (PCB)

Se hace uso de una placa de circuito impreso (PCB) para tener un soporte físico donde se instalan los componentes electrónicos para formar un circuito electrónico. Esta proporciona una forma eficiente y compacta para conectar los sensores y elementos de control con el Arduino nano.

Figura 43. Placa de circuito impreso PCB



En la Figura 43 se observa el diseño de la PCB usada en el proyecto. Esta cuenta con las conexiones de los pines del Arduino nano junto con las conexiones externas para los servomotores, la ESC, el módulo HX711, el encoder rotativo, la celda de carga y el potenciómetro rotatorio.

2.10.7 Calibración

La calibración de las celdas de carga es un proceso necesario para garantizar su precisión. El proceso consiste en aplicar una serie de cargas conocidas a las celdas de

carga y medir las lecturas de los sensores. A partir de estos datos, se puede calcular un factor de escala que relaciona las lecturas de los sensores con las unidades de peso.

Para calibrar una celda de carga, es necesario utilizar un objeto de peso conocido que se encuentre cerca de la capacidad del sensor que se desea calibrar. De lo contrario, el factor de escala no será preciso y afectará significativamente las mediciones del sensor en cargas pequeñas.

En este caso se cuantifico el empuje generado por una hélice de prueba 8060 en gramos.

Figura 44. Empuje conocido para calibración



Este valor entra como parámetro de peso conocido en el código usado para la calibración de la celda de carga (ver Anexo B), este programa entrega un coeficiente k al cual se le debe dividir entre el valor del peso conocido para que se pueda obtener el factor de calibración para la celda. En la Tabla 11, se recopilan los datos usados para el proceso de calibración. En este caso la operación se realizó cinco veces dando como resultado un factor de calibración de 240,02.

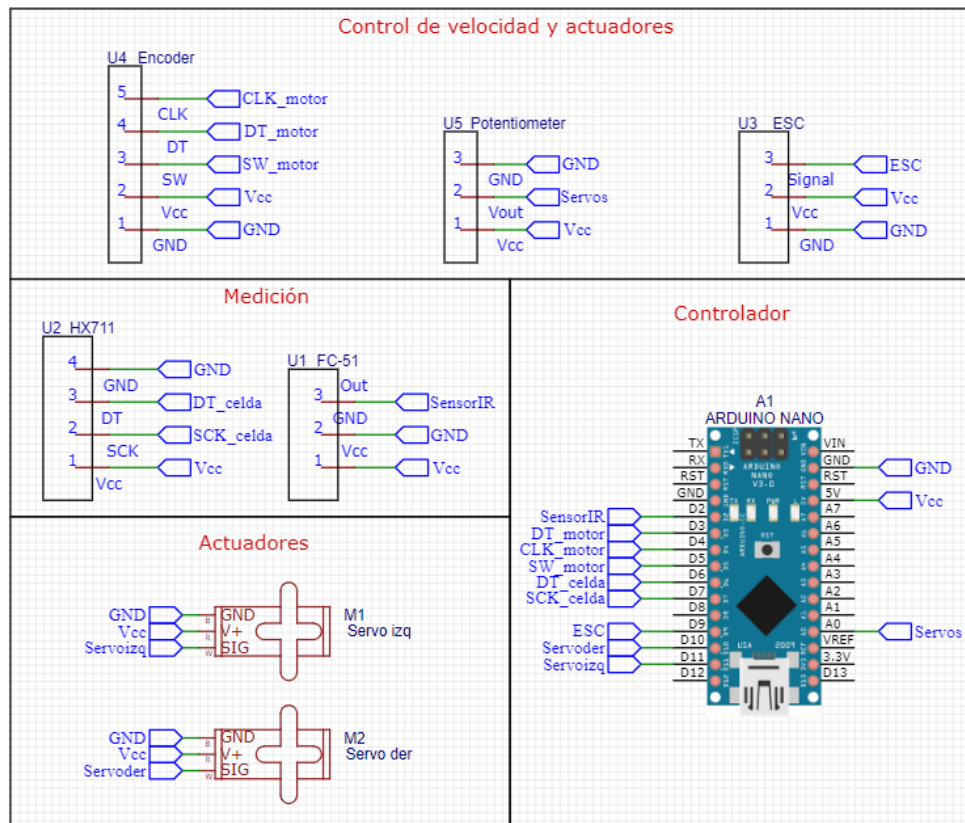
Tabla 11. Cálculo del coeficiente de calibración de la celda de carga

Empuje [gr]	Prom. Empuje [gr]	Coeficiente K	Factor de celda	Prom. Factor
935		226288,7	240,73	
933		225804,66	240,21	
945	940	228708,9	243,30	242,02
949		229676,98	244,33	
939		227014,76	241,50	

2.10.8 Conexiones eléctricas

En la Figura 45 se puede observar el esquema de conexiones entre los dispositivos electrónicos a través de cables eléctricos a los respectivos pines del Arduino, esta configuración toma en cuenta los pines disponibles del Arduino nano para realizar interrupciones mediante hardware pues estos son esenciales para la leer la señal de entrada del encoder rotativo y el sensor infrarrojo.

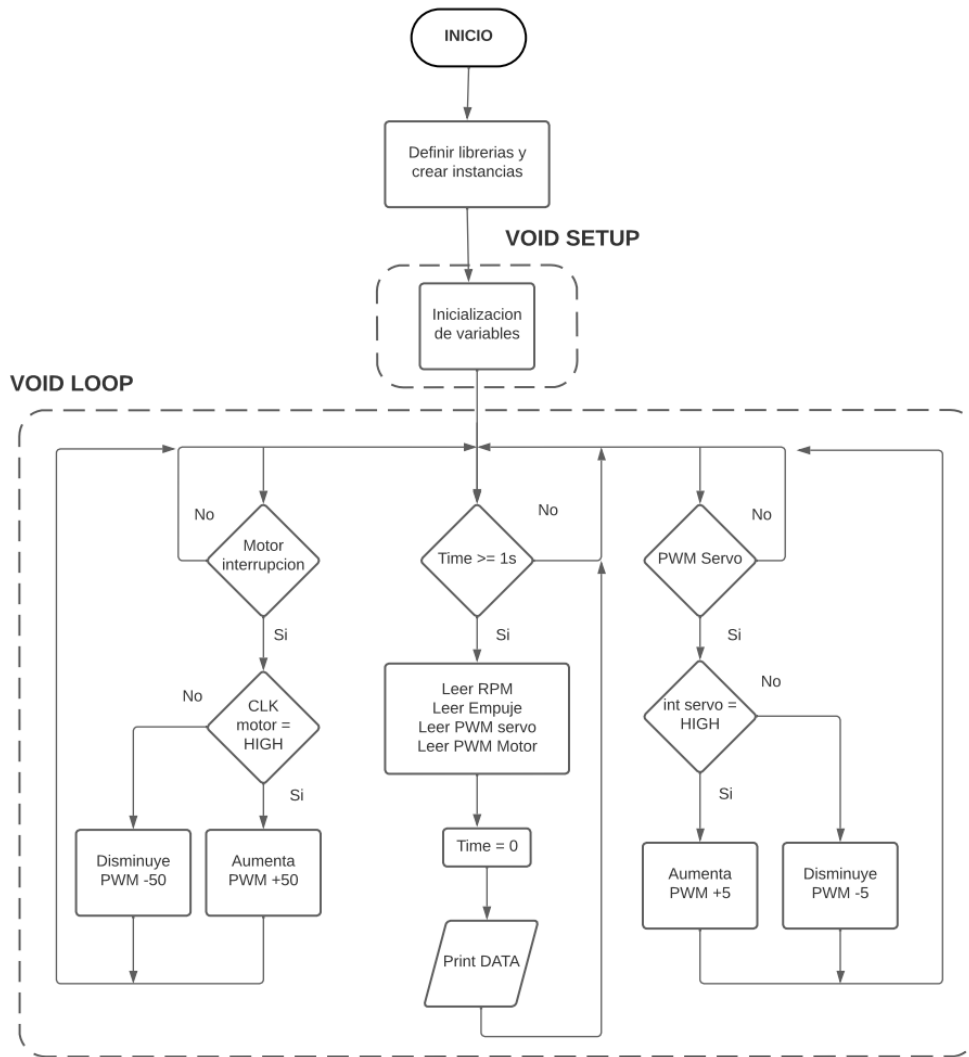
Figura 45. Plano de conexiones electrónica del proyecto



2.10.9 Diagrama de flujo

En este apartado se estudia el paso a paso del funcionamiento del programa de control y monitoreo usado en el proyecto.

Figura 46. Flujograma del código de monitoreo



Como es común en Arduino se tiene 3 fases principales, la primera donde se importan las librerías, inicializan estancias de las mismas y se define la clasificación de los pines,

seguido de la fase de Setup, en esta definimos varios métodos propios de las instancias, inicializamos las variables y generamos las respectivas funciones de escucha de las interrupciones y por último se tienen la fase de Loop, en esta es donde se encuentra lo fuerte de la programación, esta parte se encarga de leer el estado en tiempo real de las variables, en este caso se puede activar debido a un cambio de señal para el control de velocidad del motor o servomotores, o porque cada que se cumple 1 segundo en el reloj del programa se leen los sensores de RPM, Empuje, PWM del motor y PWM de los servomotores para posteriormente imprimir en la consola dicha información finalizando así el ciclo.

2.11 PRUEBAS TÚNEL DE VIENTO

Una vez diseñado y construido el modelo se procede con las pruebas dinámicas para observar el comportamiento del mecanismo de paso variable y de todo el montaje en general ante condiciones de viento incidente.

Para ello se hace uso del túnel de viento de la escuela de ingeniería mecánica ubicado en el laboratorio de sistema de transporte y aprovechamiento de fluidos. Caracterizado anteriormente en el apartado 2.3.1 más específicamente en la Tabla 1 donde se hablan de sus especificaciones.

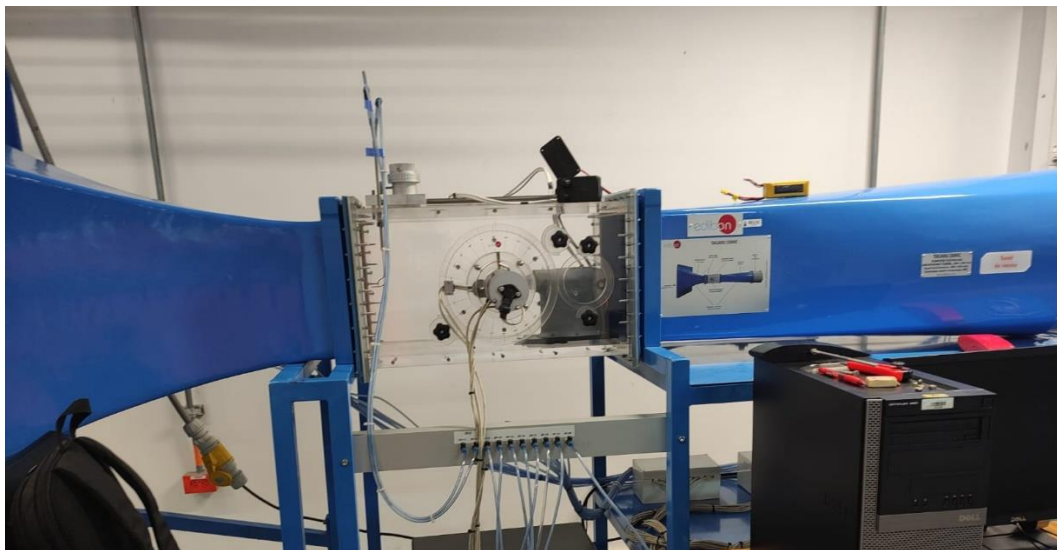
La interfaz SCADA del túnel de viento permite controlar la velocidad del ventilador lo cual modifica el valor del viento incidente. Gracias a esto se llevaron a cabo 3 pruebas diferentes.

La primera prueba en la cual se estudia el comportamiento del prototipo en condiciones de viento incidente. Consta de variar las revoluciones del motor mientras se registran datos de empuje, este procedimiento se realiza para 3 diferentes ángulos de paso como lo son 0° (Paso bajo), 15° (Paso intermedio) y 25° (Paso alto).

Posteriormente se realiza la segunda prueba la cual modifica el valor del viento incidente simulando diferentes condiciones de vuelo. El rango de velocidad de aire establecido para llevar a cabo estas pruebas fue de 0, 30% ($8,1 \text{ m/s}$) y 60% ($15,8 \text{ m/s}$).

Y para finalizar se realiza la última prueba la cual consiste en modificar el ángulo de paso en bloques de 5° empezando desde un paso mínimo hasta alcanzar el paso máximo mientras se mantiene un valor constante de señal PWM del motor ($1300 \mu\text{s}$). También se realizan tomas con los dos valores de viento incidente usados anteriormente.

Figura 47. Prototipo en prueba dinámica.



Los resultados de dichas pruebas se discutirán a continuación en la sección de resultados

2.12 ANÁLISIS DE COSTOS

En esta sección se hará un desglose de los gastos asociados a los elementos usados para la construcción del propulsor, agrupando todas sus piezas o elementos por

subsistemas. Se tendrán en cuenta los principales subsistemas y diferentes categorías como tornillería y carenado.

Posteriormente se hará una comparación entre dos métodos de manufactura, como los son el mecanizado de piezas de DURALUMIO y la impresión 3D usando filamento ABS, en este análisis solo se tendrán en cuenta aquellas piezas que sean imprescindibles para el uso del propulsor. Para concluir hablando sobre las distintas ventajas y desventajas de ambos métodos.

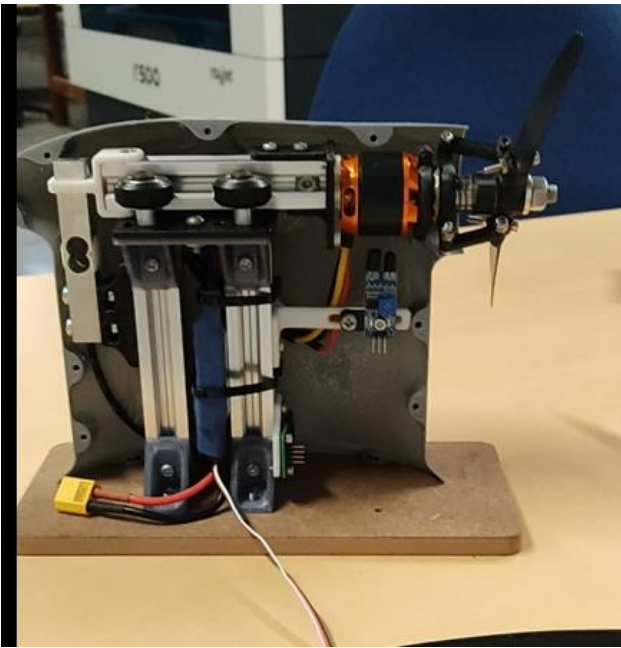
Es fundamental destacar que los precios indicados han sido actualizados hasta enero de 2024. Asimismo, es crucial tener en cuenta que los precios de las piezas manufacturadas son totales, lo que implica que ya incorporan tanto el costo de la mano de obra como la tarifa por todos los activos involucrados en el proceso productivo.

3. RESULTADOS

3.1 PROTOTIPO DE PROPULSOR POR HÉLICE DE PASO VARIABLE

El propulsor por hélice de paso variable posee un mecanismo de plato deslizante accionado electromecánicamente por un par de servomotores los cuales hacen posible manejar hélices de entre 8" hasta 12" permitiendo variar su ángulo de ataque hasta un máximo de 25°, además cuenta con un motor brushless D3536 de 430W y sensores que monitorean tanto el empuje como las RPM, cuenta con un mando de control que por medio del código Arduino permite controlar los actuadores para variar el ángulo de paso y la velocidad del motor.

Figura 48. Prototipo de propulsor por hélice de paso variable

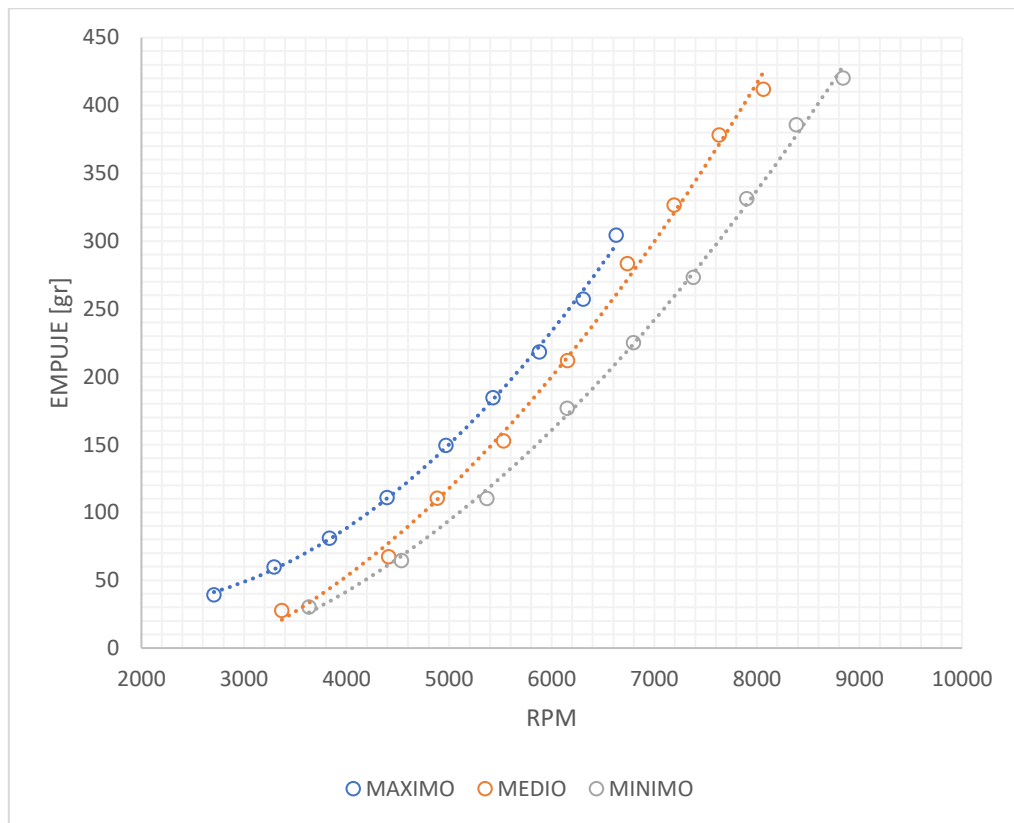


3.2 ANÁLISIS PRUEBAS DINÁMICAS

Producto de la fase de validación se obtuvieron datos que permiten estudiar el comportamiento del propulsor.

La Figura 49 ilustra una serie de mediciones del empuje en función de las RPM a diferentes ángulos de paso, para los que se considera un paso mínimo cuando este es 0° , paso medio a 15° y paso máximo a 25° . Además de someterse a una magnitud en la velocidad del viento incidente correspondiente al 30% de la potencia del túnel, es decir a $8,1 \text{ m/s}$.

Figura 49. RPM vs Empuje con diferentes ángulos de paso

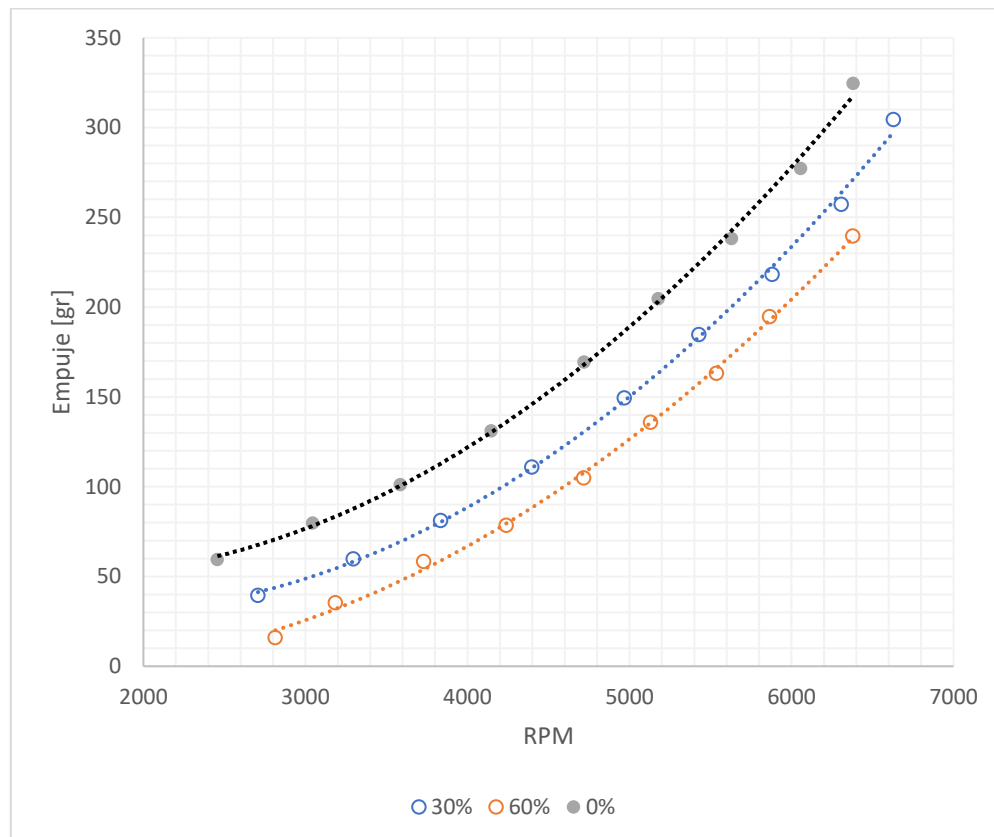


Se puede evidenciar como el ángulo de paso influye de forma considerable en el comportamiento de un propulsor, evidenciando que un paso bajo o mínimo (0°) en este caso, provee al sistema de un gran desarrollo de las rpm del motor y por consecuente

una mayor magnitud de empuje, ideal al momento del despegue o aterrizaje del UAV. Por otra parte, el paso máximo (25°) se ve que se desarrolla hasta en menor número de revoluciones, producto de la geometría de esta, pues este ángulo de paso provoca a la hélice a mover mayor cantidad de aire por ende necesita de mayor potencia para generar mayor RPM y empuje (Crespo López, 2012), sin embargo, en velocidad crucero donde esta toma importancia no todo es empuje, sino que se valora más la geometría de la hélice influyendo esta en el desplazamiento efectivo de la aeronave.

La Figura 50 muestra la variación del empuje en función de las RPM de la hélice a diferentes velocidades del viento incidente 0% (0 m/s), 30% ($8,1 \text{ m/s}$) y 60% ($15,8 \text{ m/s}$).

Figura 50. RPM vs Empuje variando la velocidad de viento incidente

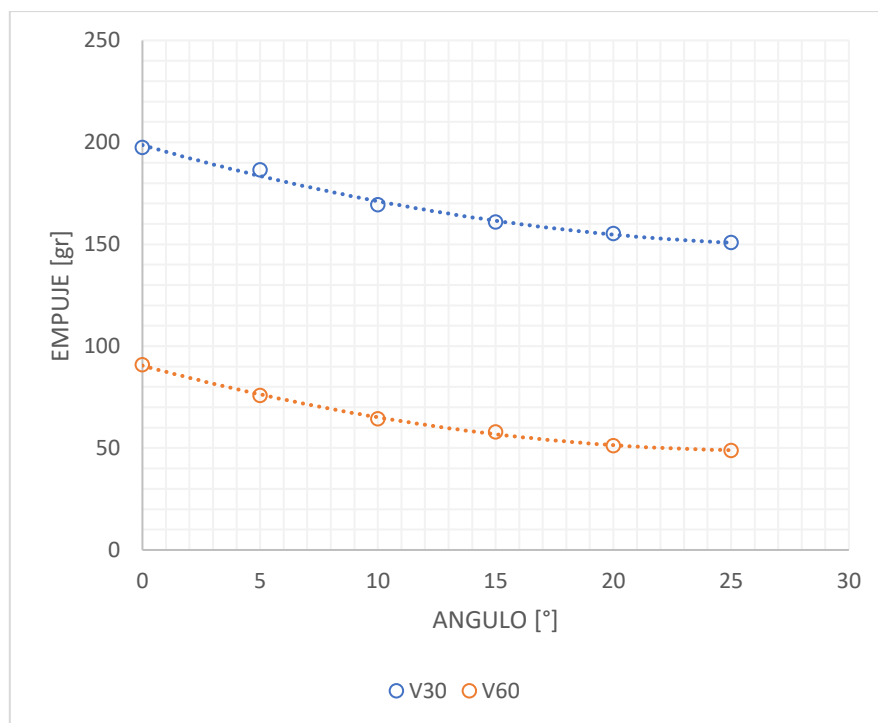


A partir del gráfico, se puede observar que para unas RPM dadas, la magnitud del empuje de la hélice disminuye a medida que aumenta la velocidad del viento.

Como nos explica Vikram Hrishikeshavan e Inderjit Chopra, esto ocurre porque el ángulo de ataque en una posición radial dada disminuye al aumentar el flujo axial. Sin embargo, la naturaleza de la curva empuje-RPM permanece inalterada, ya que la reducción del ángulo de ataque de la sección es uniforme radialmente. (Hrishikeshavan V & Inderjit Ch, 2012). Llegando a ser de gran ayuda pues se puede estimar el ángulo que sea más eficiente según el viento incidente.

En la Figura 51, se grafican los resultados de la tercera prueba, en la cual se refleja el comportamiento del empuje en función del ángulo de paso a diferentes velocidades del viento incidente. Se corrobora que se mantiene una relación inversa entre el ángulo y el empuje generado, además de la caída de la magnitud de este cuando las velocidades de viento incidente son mayores.

Figura 51. Empuje vs Angulo para diferentes velocidades de viento incidente



3.3 ANÁLISIS DE COSTO

Se realizó una estimación de los costos aproximados de los equipos, piezas y elementos mecánicos necesarios para la construcción del propulsor. En esta estimación se tuvo en cuenta la tasa de cambio de pesos a dólares (\$4000) que rige en el momento para realizar la compra e importación de los equipos necesarios.

Tabla 12. Costos del subsistema estructural

Subsistema Estructural				
Pieza	Precio unitario	Cantidad	Precio	
Perfil VSLOT 2020 x 1m	\$ 36.000	1	\$	36.000
Carro deslizante CNC	\$ 70.000	1	\$	70.000
Base de madera 100x230mm	\$ 10.000	1	\$	10.000
Total			\$	116.000

Tabla 13. Costos del subsistema de potencia

Subsistema Potencia				
Pieza	Precio unitario	Cantidad	Precio	
Motor brushless D3536	\$ 78.000	1	\$	78.000
Batería LiPo 2200mAh	\$ 140.000	1	\$	140.000
ESC 60A	\$ 110.000	1	\$	110.000
Total			\$	328.000

Tabla 14. Costos del subsistema monitoreo y control

Subsistema monitoreo y control				
Pieza	Precio unitario	Cantidad	Precio	
Arduino nano	\$ 10.000	1	\$	10.000
PCB con conectores	\$ 50.000	1	\$	50.000
Encoder rotativo KY-040	\$ 6.000	1	\$	6.000
Potenciómetro 100k	\$ 1.000	1	\$	1.000
Extensión Batería	\$ 6.000	1	\$	6.000
Cable UTP x 1m	\$ 3.000	3	\$	9.000
Celda de carga 10kg	\$ 14.000	1	\$	14.000
Sensor infrarrojo fc-51	\$ 7.000	1	\$	7.000
Modulo HX711	\$ 5.000	1	\$	5.000
Caja en impresión 3D ABS	\$ 25.000	1	\$	25.000
Total			\$	133.000

Tabla 15. Costos del subsistema actuador

Subsistema Actuador				
Pieza	Precio unitario	Cantidad	Precio	
Servomotor MG90S	\$ 14.000	2	\$	28.000
Rodamiento axial 51102	\$ 10.000	1	\$	10.000
Resorte de compresión	\$ 5.000	1	\$	5.000
Tornillo de acople	\$ 20.000	1	\$	20.000
Buje de acople	\$ 20.000	1	\$	20.000
Total			\$	83.000

Tabla 16. Costos de la tornillería

Tornillería				
Pieza	Precio unitario	Cantidad	Precio	
Tornillo M4	\$ 300	17	\$	5.100
Tornillo M4 avellanado	\$ 500	6	\$	3.000
Tuerca M4	\$ 300	23	\$	6.900
Tornillo M3	\$ 300	18	\$	5.400
Tornillo M3 avellanado	\$ 500	4	\$	2.000
Tuerca M3	\$ 300	18	\$	5.400
Tuerca M3 de seguridad	\$ 500	8	\$	4.000
Tornillo M5	\$ 500	4	\$	2.000
Tuerca M5	\$ 300	4	\$	1.200
Total			\$	35.000

Tabla 17. Costos de la jaula de seguridad

Jaula de seguridad				
Pieza	Precio unitario	Cantidad	Precio	
Acrílico	\$ 35.000	1	\$	35.000
Perfil VSLOT 2020 x 1m	\$ 36.000	2	\$	72.000
Total			\$	107.000

Tabla 18. Costo del carenado

Carenado				
Pieza	Precio unitario	Cantidad	Precio	
Carenado en ABS	\$ 90.000	2	\$	180.000
Total			\$	180.000

A continuación, se presenta el costo de las piezas a fabricar según su método de manufactura.

Tabla 19. Costo de las piezas a fabricar mecanizando en DURALUMINIO

DURALUMINIO			
Pieza	Precio unitario	Cantidad	Precio
Montura carro CNC	\$ 330.400	1	\$ 330.400
Unión celda riel	\$ 262.000	1	\$ 262.000
Montura celda	\$ 308.000	1	\$ 308.000
Montura del motor	\$ 315.300	1	\$ 315.300
Montura servo	\$ 186.300	2	\$ 372.600
Montura RPM	\$ 230.000	1	\$ 230.000
Pivote cubo	\$ 125.000	2	\$ 250.000
Cubo	\$ 172.500	1	\$ 172.500
Eslabón disco	\$ 97.000	2	\$ 194.000
Eslabón cubo	\$ 48.500	2	\$ 97.000
Plato deslizante	\$ 275.000	2	\$ 550.000
Angulo de 90°	\$ 6.000	4	\$ 24.000
Total			\$ 3.105.800

Tabla 20. Costos de las piezas a fabricar usando impresión 3D usando ABS

PLASTICO ABS			
Pieza	Precio unitario	Cantidad	Precio
Montura carro CNC	\$ 60.000	1	\$ 60.000
Unión celda riel	\$ 12.000	1	\$ 12.000
Montura celda	\$ 12.000	1	\$ 12.000
Montura del motor	\$ 16.000	1	\$ 16.000
Montura servo	\$ 10.000	2	\$ 20.000
Montura RPM	\$ 12.000	1	\$ 12.000
Pivote cubo	\$ 4.000	2	\$ 8.000
Cubo	\$ 6.000	1	\$ 6.000
Eslabón disco	\$ 6.000	2	\$ 12.000
Eslabón cubo	\$ 8.000	2	\$ 16.000
Plato deslizante	\$ 4.800	2	\$ 9.600
Angulo de 90°	\$ 12.000	4	\$ 48.000
Total			\$ 231.600

La Tabla 19 se obtienen los valores para fabricar las piezas en mecanizado DURALUMINIO obteniendo un total de \$3.105.800 en comparación a los \$231.600 que con lleva fabricarlas usando impresión 3D representando aproximadamente 13 veces menos que el mecanizado.

Impresión 3D

Ventajas

- Diseño o geometrías complejos
- Rápido prototipado
- Optimización de material
- Menor peso

Desventajas

- La precisión dimensional y las tolerancias
- Respuesta del material a altas temperaturas

Mecanizado

Ventajas

- Propiedades mecánicas superiores
- Tolerancias precisas

Desventajas

- Peso de las piezas
- Costo de manufactura

Si bien cada método presenta sus ventajas y desventajas es verdad que el factor económico es muy importante, pues mientras el mecanizado nos brinda tolerancias dimensionales muy ajustadas acabados superficiales de alta calidad. La impresión permite la creación de geometrías complejas y diseños intrincados que pueden ser difíciles o costosos de lograr con mecanizado tradicional.

Tabla 21. Precios totales según método de manufactura.

Impresión 3D		Mecanizado Duraluminio	
\$	1.213.600	\$	4.087.800

Estos costos representan la totalidad del proyecto, teniendo en cuenta todos los subsistemas del propulsor y el tipo de manufactura usado.

CONCLUSIONES

Como resultado principal de este proyecto de grado se logra el diseño de un prototipo de propulsor por hélice de paso variable que maneja hélices de entre 8" hasta 12" permitiendo variar su ángulo de ataque hasta un máximo de 25° compuesto por:

- Un sistema actuador que se encargará de modificar el ángulo de paso de la hélice, gracias a un mecanismo accionado electromecánicamente que cuenta con dos servomotores unidos a un mecanismo de barras acopladas a un plato deslizante con rodamiento axial permitiendo desplazar linealmente el movimiento de las barras para cambiar el ángulo sin interferir con la rotación de las hélices en fase de vuelo. Además de esto, la manufactura aditiva resultó ser un gran método de manufactura para este proyecto dado que las piezas fabricadas en ABS mediante impresión 3D tuvieron un excelente rendimiento que concuerda con el diseño teórico.
- Un sistema estructural fabricado a partir de perfil de aluminio VSLOT 2020 y piezas impresas en ABS para dar soporte y acople a los diferentes componentes electrónicos y mecánicos.
- Un sistema de potencia que cuenta como elemento principal un motor brushless D3536 de 430[W] capaz de montar hélices comerciales en el rango indicado del propulsor. Una ESC que permite el control de velocidad del motor y todo esto alimentado por la batería de LiPo de cuatro celdas de 14,8V con capacidad de 2200mAh.
- Un sistema de monitoreo y control compuesto por una tarjeta electrónica de Arduino para mandar señales PWM desde el potenciómetro si se quiere controlar los servomotores o desde el encoder rotativo por si se necesita variar la velocidad del motor, adicionalmente cada segundo se monitorean las variables de empuje y rpm con capacidad de hasta 10Kg y 20000 rpm respectivamente.

Las pruebas dinámicas realizadas han proporcionado una validación empírica crucial del funcionamiento del prototipo, evidenciando un correcto comportamiento del prototipo cuando se simulan condiciones de vuelo real producto del viento incidente mediante el túnel de viento. Llegando a ser capaz de cambiar el ángulo de paso en pleno vuelo, corroborando de esta forma que tanto la selección de los servomotores como el diseño del resorte cumplen con las características necesarias para el correcto funcionamiento del prototipo.

Se comprueba experimentalmente como influye el ángulo de paso en el comportamiento del propulsor a la hora de generar empuje, además de cuantificar cuan influye la velocidad del viento incidente en las variables operacionales de vuelo. Este proceso de validación enfatiza el rol de la experimentación en la confirmación de la eficacia de los diseños mecatrónicos en entornos prácticos.

El análisis de costos de los procesos de manufactura entre la impresión 3D y el mecanizado de DURALUMINIO revela una diferencia significativa en términos económicos. Mientras que el mecanizado ofrece tolerancias dimensionales ajustadas y acabados superficiales de alta calidad, el elevado costo asociado con esta técnica es notable. La fabricación del prototipo mediante mecanizado alcanza un total de \$4.087.800, aproximadamente un 237% más que el costo de \$ 1.213.600 asociado con la impresión 3D, emergiendo esta como una alternativa económicamente más viable, permitiendo la creación de geometrías y diseños complejos a una fracción del costo.

BIBLIOGRAFÍA

Acrilonitrilo-Butadieno-Estireno (ABS) | CMEmaterials. (n.d.). Pàgina d'inici - Universitat de Barcelona. Retrieved January 14, 2024, from <http://www.ub.edu/cmematerials/es/content/acrilonitrilo-butadieno-estireno-abs>

Caro Rincón, M. F., Fernández López, S. A., Lora Ibarra, D. A., & Ruiz Sánchez, J. E. (2012). DISEÑO DE UN TÚNEL DE VIENTO SUBSÓNICO PARA HÉLICES DE MÁXIMO 30 PULGADAS. In *UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA. UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA.*

Crespo López, J. (2012). M17 HELICES. In C. Lara Carmona (Ed.), *Módulo 17 Hélices: Rústica* (Primera). Ediciones Paraninfo.

Edibon. (2021). *TA300/300C. Túnel Aerodinámico, 300 x 300 mm, Controlado desde Computador (PC).* www.edibon.com

Hrishikeshavan V, & Inderjit Ch. (2012). *Design and Testing of a Dual Tilt-Wing Micro Air Vehicle.*

https://www.researchgate.net/publication/280841396_Design_and_Testing_of_a_Dual_Tilt-Wing_Micro_Air_Vehicle

Muñoz Navarro, M. A. (2021). *Sistema propulsor (hélice).* https://manualvuelo.es/3sifn/32_helic.html

Pauliny, J. (2012). *THE OVERVIEW OF PROPELLERS IN GENERAL AVIATION.* BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY.

- Podsędkowski, M., Konopiński, R., Obidowski, D., & Koter, K. (2020). Variable pitch propeller for UAV-experimental tests. *Energies*, 13(20). <https://doi.org/10.3390/en13205264>
- Quispe Gonzáles, C. A., Urcuhuaranga Esteban, W. J., & Chiroque Baldera, J. E. (2014). Diseño aerodinámico de un túnel de viento de bajas velocidades. *Revista de Investigación de Física*, 17(01), 1–12. <https://doi.org/10.15381/RIF.V17I01.8664>
- Salas de Sousa, R. J. (2012). *Sistema de Hélice de Passo Variável para UAVs Eléctricos*.
- Shakhatreh, H., Sawalmeh, A. H., Al-Fuqaha, A., Dou, Z., Almaita, E., Khalil, I., Othman, N. S., Khreishah, A., & Guizani, M. (2019). Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): A Survey on Civil Applications and Key Research Challenges. *IEEE Access*, 7, 48572–48634. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2909530>
- Sifuentes Acuña, R., & López Saldivar, J. J. (2022). *Diseño y construcción banco de pruebas para análisis aerodinámico de hélices*. Universidad Pontificia Bolivariana.
- Wikipedia contributors. (2023, November 14). *Wind tunnel*. Wikipedia, The Free Encyclopedia. Wikipedia, the free encyclopedia

ANEXOS

ANEXO A. PROGRAMA PRINCIPAL DE ARDUINO

```
#include <Servo.h>
#include <HX711.h>

Servo esc;
Servo der;
Servo izq;
HX711 celda;

int DT_Motor = 3;
int CLK_Motor = 4;
#define DT 6
#define SCK 7
int potPin = A0 ;
const int IR_PIN = 2;
const int buttonPin = 5 ;
int buttonState = 0;
int ANTERIOR_Motor = 0;
volatile int POSICION_Motor = 0;
int POSICION_Servo = 30;

volatile unsigned int counter = 0;
unsigned long previousMillis = 0
unsigned int rpm = 0;

void setup () {
  pinMode(DT_Motor, INPUT);
  pinMode(CLK_Motor, INPUT);
  pinMode(IR_PIN, INPUT);
  pinMode(buttonPin, INPUT);
  esc.attach(9);
  der.attach(10);
  izq.attach(11);

  Serial.begin(9600);

  attachInterrupt(digitalPinToInterrupt(DT_Motor), encoder_Motor, LOW);
  attachInterrupt(digitalPinToInterrupt(IR_PIN), IRinterrupt, FALLING);
  esc.write(1000);
  celda.begin(DT, SCK);
  celda.set_scale(242.f); celda.tare();
  Serial.println("Listo");
}

void IRinterrupt() {
  counter++;
}

void loop() {
  if (POSICION_Motor != ANTERIOR_Motor)
  {
    ANTERIOR_Motor = POSICION_Motor ;
    esc.write(POSICION_Motor);
  }
  buttonState = digitalRead(buttonPin);
  if (buttonState == LOW) {
    POSICION_Motor=1000;
  }
  unsigned long currentMillis = millis();

  if (currentMillis - previousMillis >= 1000) {
    if(POSICION_Motor>1050){
      Serial.print(-celda.get_units());
    }
    detachInterrupt(digitalPinToInterrupt(IR_PIN));
    Serial.print(",");
    rpm = (counter / 1) * 60; // Calculate RPM
    Serial.print(rpm);
    Serial.print(",");
    Serial.print(POSICION_Servo);
    Serial.print(",");
    Serial.print(POSICION_Motor);
    Serial.print(",");
    Serial.println();
    counter = 0;
    attachInterrupt(digitalPinToInterrupt(IR_PIN), IRinterrupt, FALLING);
    previousMillis = currentMillis;
  }
  int potValue = analogRead(potPin);
  POSICION_Servo = map(potValue, 0, 1023, 20, 44);
  der.write(100 - POSICION_Servo);
  izq.write(POSICION_Servo);
}
```

```

void encoder_Motor() {
    static unsigned long
    ultimaInterrupcion_Motor = 0;
    unsigned long tiempoInterrupcion_Motor =
    millis();

    if (tiempoInterrupcion_Motor -
    ultimaInterrupcion_Motor > 5) {
        if (digitalRead(CLK_Motor) == HIGH)
        {
            POSICION_Motor=POSICION_Motor+50
        }
    }
    else {
        POSICION_Motor=POSICION_Motor-50
    }
    POSICION_Motor = min(2000, max(1000,
    POSICION_Motor));
    ultimaInterrupcion_Motor =
    tiempoInterrupcion_Motor;
}
;

```

ANEXO B. PROGRAMA PARA LA CALIBRACION DE LA CELDA DE CARGA

```

#include <Servo.h>
Servo esc;
int A = 3;
int B = 4;
const int buttonPin = 5 ;
int buttonState = 0;
int ANTERIOR = 0
volatile int POSICION = 0;
#include "HX711.h"
#define DT 6
#define SCK 7

HX711 celda;

void setup() {
    pinMode(A, INPUT);
    pinMode(B, INPUT);
    pinMode(buttonPin, INPUT);
    esc.attach(9);
    esc.write(1000);
    Serial.begin(9600);

    attachInterrupt(digitalPinToInterrupt(A),
    encoder, LOW);
}

Serial.println("Listo");

celda.begin(DT, SCK);

Serial.println("Para obtener factor de
escala:");

celda.set_scale();
celda.tare();
Serial.println("Colocar un peso conocido
(10 seg.)");
esc.write(1250);
delay(10000);
Serial.println(celda.get_units(10));
Serial.println("Hecho. Dividir el valor
mostrado por el peso colocado");
esc.write(1000);
}

void loop() {
}

```

ANEXO C. PLANOS DE ENSAMBLE Y PIEZAS DEL PROPULSOR.

Los planos de ensamble y piezas del propulsor por hélice de paso variable pueden ser visualizados en el repositorio de la Biblioteca UIS