

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE BANCO DE PRUEBAS PARA ANÁLISIS
AERODINÁMICO DE HÉLICES

Autores:
ROSMEL SIFUENTES ACUÑA
JOSUE JEISON LÓPEZ SALDIVAR

UNIVERSIDAD PONTIFICIA BOLIVARIANA
ESCUELA DE INGENIERÍAS
FACULTAD DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
MEDELLÍN
2022

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE BANCO DE PRUEBAS PARA ANÁLISIS
AERODINÁMICO DE HÉLICES

Autores:
ROSMEL SIFUENTES ACUÑA
JOSUE JEISON LÓPEZ SALDIVAR

Trabajo de grado para optar al título de Ingeniero Aeronáutico

Asesor:
PhD. Omar Hazbón Álvarez

UNIVERSIDAD PONTIFICIA BOLIVARIANA
ESCUELA DE INGENIERÍAS
FACULTAD DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
MEDELLÍN
2022

AGRADECIMIENTOS

Los autores queremos expresar nuestro agradecimiento a todas las personas que han contribuido a la realización de este proyecto y a quienes nos han brindado su apoyo durante nuestros años de estudio en la universidad:

A nuestras familias, por su constante apoyo brindado a lo largo de nuestras vidas. Agradecemos su guía y soporte emocional en momentos difíciles, lo que nos han permitido mantenernos enfocados y seguir adelante en nuestros proyectos. Apreciamos los valores y principios inculcados que nos han ayudado ser personas íntegras y respetuosas.

A nuestro asesor de Trabajo de grado, el PhD Omar Hazbón Álvarez, por su invaluable apoyo y por compartir con nosotros sus conocimientos en la disciplina aeronáutica, que han sido fundamentales para el desarrollo de nuestro proyecto. Agradecemos su dedicación como docente, su entusiasmo por enseñar y su paciencia para guiarnos en nuestro camino profesional. Su dedicación y profesionalismo ha sido fundamental para el éxito de nuestro trabajo de grado.

Al estado peruano y los miembros de PRONABEC, han sido un pilar fundamental durante nuestro proceso de beca. Su ayuda fue esencial para continuar con nuestros estudios y formaciones como profesionales en la disciplina que nos apasiona. Apreciamos su dedicación y compromiso en apoyar a jóvenes como nosotros a alcanzar nuestras metas y contribuir al desarrollo del país.

A los docentes de Ingeniería Aeronáutica de la Universidad Pontificia Bolivariana, por la excelente educación que nos han brindado durante nuestros años de estudio en esta universidad. Apreciamos mucho su dedicación como profesores y su afición por enseñar. Además, agradecemos su paciencia y ayuda en guiarnos en nuestro camino académico y profesional. Sin duda alguna, sus esfuerzos y dedicación son fundamentales para la formación de futuros profesionales en esta disciplina.

TABLA DE CONTENIDO

1. RESUMEN	1
2. NOMENCLATURA.....	2
3. INTRODUCCIÓN.....	4
4. OBJETIVOS.....	5
4.1 Objetivo General.....	5
4.2 Objetivos específicos.....	5
5. METODOLOGÍA.....	6
6. ESTADO DEL ARTE.....	7
6.1 Bancos de pruebas comerciales.....	7
6.2 Trabajos e investigaciones previas.....	8
7. MARCO TEORICO.....	12
7.1 Hélice.....	12
7.1.1 Influencia de la geometría de las hélices en sus características aerodinámicas..	13
7.1.1.1 Principio de operación de la hélice.....	14
7.2 Teorías de hélice.....	16
7.2.1 Teoría de elementos de pala (BET).....	16
7.2.1.1 Flujos de aire perpendiculares al disco de rotación de la hélice.....	16
7.2.1.2 Flujos de aire oblicuos al disco de rotación de la hélice.....	19
7.2.2 Teoría del momento de la hélice.....	22
7.2.3 Teoría del momento de elementos de pala (BEMT).....	24
7.3 Túnel de viento.....	24
7.3.1 Funcionamiento del túnel de viento.....	25
7.3.2 Clasificación de los túneles de viento.....	25
8. PREDICCIÓN TEÓRICA DEL RENDIMIENTO DE LA HÉLICE.....	26
8.1 Parámetros geométricos.....	26
8.1.1 Escaneo 3D de la hélice.....	27
8.1.2 Extracción de la geometría de la pala.....	27
8.2 Parámetros de condiciones de operación.....	28
8.3 Parámetros aerodinámicos.....	28
8.4 Implementación del programa de cálculo (Software BET).....	30
9. DISEÑO DEL BANCO DE PRUEBAS.....	33
9.1 Dimensionamiento.....	33
9.2 Diseño asistido por computador.....	34
9.3 Operación.....	36
9.4 Selección de materiales.....	36
10. COMPONENTES ELÉCTRICOS.....	37
10.1 Motor eléctrico.....	37
10.2 Batería y variador de velocidad.....	38
10.3 Sensores y módulos de carga.....	38
10.4 Tarjeta de desarrollo para la adquisición de datos.....	39
10.5 Diagrama del circuito eléctrico del banco de pruebas.....	39
10.6 Calibración de los sensores de carga.....	41
11. RESULTADOS.....	42

11.1 Factor kappa de Goldstein y factor de pérdida de punta de Prandtl	42
11.2 Pruebas estáticas.....	44
11.3 Pruebas dinámicas	46
11.3.1 Influencia de gamma (γ) y suposición de normalidad de Goldstein.....	47
11.3.2 Influencia del ángulo de ataque de la hélice.....	48
12. CONCLUSIONES.....	49
13. TRABAJOS FUTUROS.....	50
REFERENCIAS.....	51
ANEXOS.....	54

1. RESUMEN

En el presente trabajo se lleva a cabo el diseño y construcción de un banco de pruebas para hélices con el objetivo de determinar el rendimiento de una hélice en condiciones reales de operación. El banco de pruebas tiene un diseño mecánico que permite acoplarse fácilmente a un túnel de viento y cambiar el ángulo de la hélice con respecto a la dirección del viento. Además, el banco de pruebas es capaz de medir variables como empuje, torque, potencia, eficiencia, rpm, fuerza normal y el factor P (momento de guiñada). En paralelo se implementó un software en Matlab basado en la teoría de elementos de pala (BET) que predice el rendimiento de la hélice a partir de su geometría y sus condiciones de operación. Las pruebas experimentales se aplicaron a dos hélices Super Nylon del fabricante Graupner, ambas con 9 pulgadas de diámetro, pero con longitudes de paso diferentes de 4 y 5 pulgadas. Estas pruebas se realizaron en el túnel de viento de la Universidad Pontificia Bolivariana para condiciones estáticas, dinámicas y con ángulos de inclinación entre 0° y 15° . Los resultados arrojaron una buena correlación entre las variables predichas por el software y los datos experimentales obtenidos con el banco de pruebas, lo que permitió validar el modelo de hélice.

PALABRAS CLAVE: hélice; banco de pruebas; teorías de hélice; celdas de carga; coeficientes aerodinámicos.

Abstract:

In this work, the design and construction of a propeller test bench is carried out in order to determine the performance of a propeller under real operating conditions. The test bench has a mechanical design that allows it to be easily coupled to a wind tunnel and change the angle of the propeller with respect to the wind direction. In addition, the test bench is capable of measuring variables such as thrust, torque, power, efficiency, rpm, normal force, and the P factor (yaw moment). In addition, a Matlab based code that uses blade element theory (BET) was implemented to predict the aerodynamic performance of propellers using its geometry and operating conditions as input. The experimental tests were applied to two Graupner Super Nylon propellers, both with 9 inches in diameter, but with different pitch lengths of 4 and 5 inches. These tests were performed in the wind tunnel of the Pontificia Bolivariana University for static, dynamic, and inclined angle conditions between 0° and 15° . The results showed a good correlation between the variables predicted by the software and the experimental data obtained with the test bench, which allowed to validate the propeller model.

KEYWORDS: propeller; test bench; propeller theories; load cells; aerodynamic coefficients.

2. NOMENCLATURA

Símbolo	Descripción	Unidad
a	Velocidad del sonido	m/s
A	Área de la hélice	m ²
F_{θ}	Fuerza tangencial	N
T	Fuerza de empuje	N
D	Fuerza de arrastre	N
	Diámetro de la hélice	m
L	Fuerza de sustentación	N
C_l	Coefficiente de sustentación	—
C_d	Coefficiente de arrastre	—
J	Relación de avance	—
C_T	Coefficiente de empuje	—
C_P	Coefficiente de potencia	—
C_Q	Coefficiente de torque	—
C_N	Coefficiente de fuerza normal	—
C_n	Coefficiente de momento de guiñada	
f	Factor de pérdida de punta de Prandtl	
$T_{1,n}$	Función de Goldstein	
I_n	Función modificada de Bessel de primer tipo	—
K_n	Función modificada de Bessel se segundo tipo	—
Re	Número de Reynolds	—
M	Número de Mach	—
r	Coordenada radial	m
R	Radio de la hélice	m
V	Velocidad	m/s
h	Altitud	m
Q	Torque	Nm

Lista de símbolos griegos

Símbolo	Descripción	Unidad
β	Ángulo de paso aerodinámico	grados
α	Ángulo de ataque	grados
λ	Longitud de paso aerodinámico	m
ε	Ángulo de flujo descendente o <i>downwash</i>	grados
ω	Velocidad angular de la hélice	rev/s
ζ	Relación entre el radio local y el radio de la hélice, $\zeta = r/R$	–
κ	Factor kappa de Goldstein	–
ρ	Densidad	kg/m ³
γ	Ángulo entre la velocidad aerodinámica total y la velocidad inducida	grados
Γ	Circulación de la sección	m ² /s
θ	Posición angular de la pala	grados
ϕ	Ángulo de avance de la hélice	grados
η	Eficiencia de propulsión de la hélice	–
μ	Viscosidad dinámica	Pa. s
	Relación de Goldstein, $\mu = \omega r/V_\infty$ y $\mu_0 = \omega R/V_\infty$	–

Lista de subíndices

Símbolo	Descripción
∞	Flujo no perturbado
c	Cuerda del perfil
b	Elemento de pala (<i>blade</i>)
p	Hélice (<i>propeller</i>)
$L0$	Sustentación nula
t	Punta de la pala (<i>tip</i>)
i	Flujo inducido
xi	Dirección axial
θi	Dirección tangencial

3. INTRODUCCIÓN

El uso de los vehículos aéreos no tripulados (UAV's) propulsados por hélices ha ido en aumento en los últimos años debido a sus numerosas ventajas, como costos de producción y operación más bajos, versatilidad según la aplicación requerida, mayor seguridad para el personal humano, etc. [1]. Debido a la importancia de este tipo de aeronaves, es necesario desarrollar un modelo de simulación de ala rotatoria que permita predecir el rendimiento de las hélices en todas sus fases de operación, es decir, a distintas velocidades de avance y ángulos de inclinación de la hélice. El desarrollo de un modelo de hélice de BET proporcionaría una mejor aproximación del comportamiento de un sistema propulsión eléctrico de una aeronave en diferentes condiciones de vuelo y por lo tanto obtener datos de vuelo más cercanos a la realidad [2].

En el estudio de la teoría de hélices utilizando el modelo BET, se encontró que, al incrementar el ángulo de inclinación de la hélice respecto al flujo no perturbado, se generan una fuerza normal y un momento de guiñada. Sin embargo, según Phillips su efecto no es significativo a ángulos pequeños [3]. En la literatura consultada sobre modelos de hélice y bancos de pruebas, la información sobre estas dos variables es casi nula ya que la mayoría de las fuentes bibliográficas solo analizan hélices en condiciones de ángulo de inclinación igual a cero. Por su parte, las bases de datos de rendimiento de hélices brindados por los fabricantes también carecen de información sobre estas dos variables.

La construcción de un banco de pruebas para conjuntos motor-hélice permitiría adquirir datos reales del rendimiento de hélices en vuelo, ofreciendo una fuente confiable de datos experimentales para validar los modelos de hélice. Además, en el ámbito académico, este dispositivo serviría como un medio para enseñar en prácticas de laboratorio y contribuir a una mejor comprensión del fenómeno físico. Por lo tanto, este trabajo presenta el diseño y construcción de un banco de pruebas para analizar la aerodinámica de las hélices mediante la medición de empuje, torque, rpm y factor P. El banco de pruebas fue diseñado para operar dentro del túnel de viento de la Universidad Pontificia Bolivariana y posee un mecanismo para cambiar el ángulo de inclinación de la hélice. Además, se implementó un modelo computacional basado en la teoría de elementos de pala (BET) para predecir el comportamiento de las hélices y se hicieron pruebas experimentales con el banco de pruebas desarrollado para validar el modelo.

4. OBJETIVOS

4.1 Objetivo General

Diseñar y construir un prototipo de banco de pruebas para el análisis aerodinámico de hélices. Este equipo podrá operar dentro del túnel de viento y tendrá la capacidad de medir la fuerza de empuje, el torque, las rpm y el factor P.

4.2 Objetivos Específicos

- Seleccionar las hélices a probar.
- Analizar teóricamente las hélices para predecir la magnitud de la fuerza de empuje, torque, rpm y el factor P.
- Seleccionar el motor eléctrico, variador de velocidad y baterías necesarios para operar las hélices seleccionadas.
- Seleccionar la instrumentación necesaria para medir la fuerza de empuje, el torque, rpm y factor P en el rango de magnitud predicho teóricamente.
- Diseñar la estructura del banco de pruebas.
- Construir el banco de pruebas
- Utilizar el banco de pruebas para obtener datos experimentales de las hélices seleccionadas.
- Comparar la estimación teórica con los datos experimentales obtenidos.

5. METODOLOGÍA

La metodología utilizada en este trabajo consta de varios pasos. En primer lugar, se lleva a cabo una investigación sobre bancos de prueba comerciales existentes para conocer sus características físicas, dimensiones y funcionalidades. Esto nos permite determinar qué características aerodinámicas de las hélices son capaces de medir cada uno de ellos. Al mismo tiempo, se realiza una búsqueda bibliográfica sobre diferentes teorías de hélices para implementar un código de predicción en MATLAB. La teoría elegida como base para este código es la teoría del elemento de pala (BET, por sus siglas en inglés), que permite estimar las características aerodinámicas de las hélices, como el empuje, el torque, la fuerza normal y el factor P.

Después, se seleccionan dos hélices para llevar a cabo ensayos estáticos y dinámicos en un banco de pruebas. A continuación, se extraen sus características geométricas mediante un equipo de escaneo 3D y el programa de diseño CATIA. Con esta información, junto con el conocimiento aerodinámico del perfil de la hélice al 75% de su radio y las condiciones de operación, se calcula la fuerza de empuje, el torque y la potencia de las hélices seleccionadas utilizando el código implementado previamente en MATLAB. Con esta información, se eligen el motor eléctrico, la batería, el variador de velocidad y los sensores de fuerza adecuados para garantizar el correcto funcionamiento del banco de pruebas.

Luego, comienza la fase de diseño del banco de pruebas, en la que se realizan iteraciones basándose en los requisitos establecidos, como las dimensiones de la sección de pruebas del túnel de viento, la facilidad de fabricación y ensamblado, el costo de los materiales a utilizar en su construcción, la instrumentación electrónica y otros aspectos. Una vez se encuentra un diseño adecuado, se procede a la fabricación del banco de pruebas. Sin embargo, en esta etapa del proyecto es importante volver temporalmente a la iteración del diseño para modificar algunos componentes según las sugerencias del personal del taller donde se llevará a cabo la construcción de las partes del banco de pruebas.

Una vez finalizada la fabricación de las piezas, se procede con el ensamblado y la instrumentación del banco de pruebas. En esta etapa, se realiza la calibración de los sensores de carga, se implementa un código en Arduino IDE y se lleva a cabo la prueba estática para comprobar que los sensores de carga, el sensor tacómetro y los circuitos eléctricos funcionan correctamente. Una vez realizada esta verificación, se procede con la prueba dinámica dentro de la sección de pruebas del túnel de viento. A continuación, se realizan pruebas para diferentes hélices tanto en condiciones estáticas como dinámicas con el objetivo de obtener datos experimentales de sus características aerodinámicas. Estos datos experimentales se utilizan para validar el modelo matemático de predicción del rendimiento de la hélice. Por último, se redacta el informe de acuerdo con los lineamientos establecidos por la normativa de la universidad para cumplir con los requisitos del trabajo de grado.

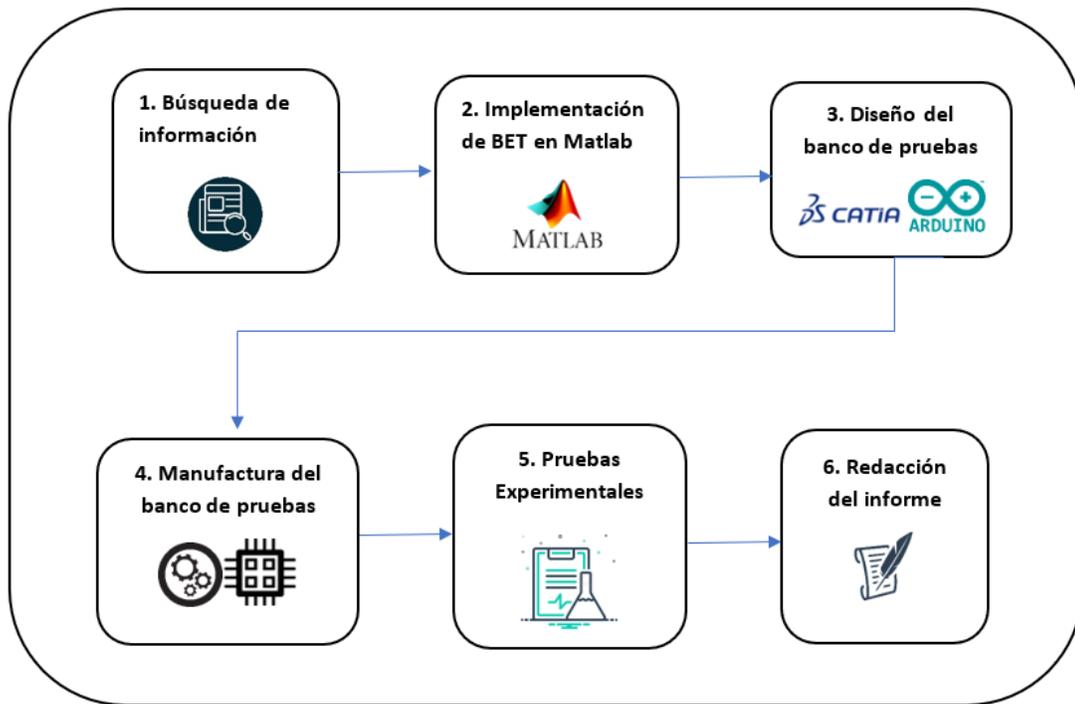


Figura 1. Diagrama de flujo de trabajo del proyecto

6. ESTADO DEL ARTE

Se realizó una investigación sobre el diseño y construcción de bancos de pruebas para hélices, enfocándose en la capacidad de estos equipos para medir variables como la fuerza de empuje, rpm, torque y velocidad. También se revisaron los bancos de pruebas disponibles en el mercado para conocer sus características de diseño y capacidad de adquisición de datos. Esta búsqueda de información tiene como objetivo obtener una base de datos que sirva como referencia para el desarrollo de las especificaciones generales de los sistemas mecánicos, sistemas de instrumentación, dimensiones, sensores y capacidades de adquisición de datos.

6.1 Bancos de pruebas comerciales

En la búsqueda de banco de pruebas comerciales se encontró una cantidad reducida de bancos de pruebas para sistemas de propulsión, algunos de estos ya han sido descontinuados [4] [5] y los que se encuentran actualmente disponibles se encuentran muy limitadas ya que solo son capaces de medir únicamente empuje en condiciones estáticas [6] [7].

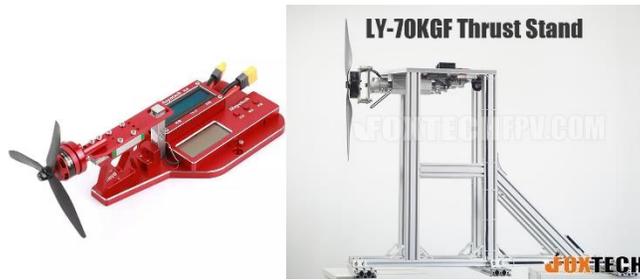


Fig. 1. Banco de pruebas comerciales [6] [7].

También se encontró que la empresa TytoRobotics ofrece al público una serie de bancos de pruebas especializados para sistemas propulsivos de aeronaves eléctricas pequeñas y drones, estos bancos de pruebas cuentan con mejores capacidades ya que permiten medir variables como empuje, torque, eficiencia, rpm y vibraciones; sin embargo, estos al igual que los bancos de pruebas anteriores no reflejan el vuelo real de un vehículo aéreo ya que solo permiten probar hélices en condiciones estáticas y a un único ángulo de inclinación de la hélice [8].

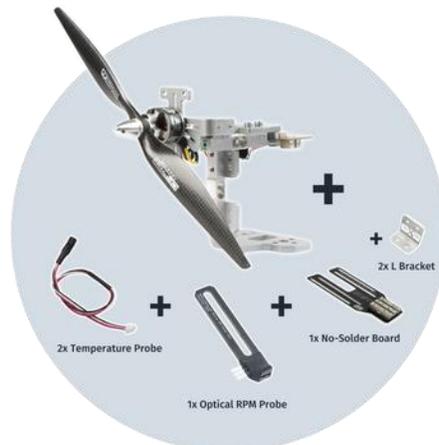


Fig. 2. Kit de banco de pruebas de TytoRobotics [8].

Los precios de los bancos de pruebas encontrados varían entre los 39 USD y los 8 660 USD, el valor de los precios refleja principalmente la capacidad de carga máxima que soportan (desde 5 Kgf hasta 70 Kgf), de la complejidad de la instrumentación, cantidad de variables medidas y de la precisión del equipo.

6.2 Trabajos e investigaciones previas

También se realizaron pruebas experimentales en banco de pruebas para hélices de la universidad estatal de Oklahoma, donde se observó la variación del rendimiento de la hélice a números distintos números Reynolds y diferentes pasos. Los datos medidos fueron rpm, empuje, y torque. Para asegurar la calidad de los datos, las pruebas se realizaron en 3 días diferentes con el fin de asegurar la repetibilidad, sin embargo, se evidenció una varianza de la eficiencia del 1% en las máximas eficiencias. Con los resultados experimentales se demuestra que el número de Reynolds tiene un gran efecto en el rendimiento de las hélices pequeñas y es un factor importante para tener en cuenta en el diseño de hélices eficientes [9].

Liu y su grupo de trabajo desarrollaron un banco de pruebas de alta precisión para hélices de vehículos aéreos pequeños, se diseñaron 5 bancos de pruebas con mecanismos de alta sensibilidad. Las características geométricas de la hélice tales como la distribución de cuerda y ángulo de paso fueron obtenidas mediante un escaneo 3D mientras que los coeficientes de sustentación y arrastre se obtuvieron con XFOIL a bajos números de Reynolds. La simulación de la hélice se hizo en XROTOR el cual se basa en la solución potencial de Goldstein que tiene en cuenta las condiciones límite en la punta de la pala. Las variables medidas experimentalmente en los bancos de pruebas fueron empuje, torque y rpm. Los resultados obtenidos muestran que algunos bancos de pruebas presentan falta de precisión en la medición del torque; por otro lado, las simulaciones desarrolladas XROTOR en condiciones estacionarias no reflejan resultados precisos, pero sí reflejan el comportamiento en cuanto a la tendencia [10].

En su trabajo de investigación sobre hélices Smedresman y compañía evaluaron el rendimiento de hélices con paso fijo de pequeños UAV'S, para ello diseñaron y fabricaron dos bancos de pruebas para hélices donde las variables a medir fueron el torque y el empuje. Para predecir el comportamiento de las hélices se utilizó QMIL y Qprop, el primero se utiliza para diseñar hélices de pérdida mínima y el segundo para obtener el rendimiento de una hélice cuando ya no se aplica la condición de Betz. Los resultados muestran que los resultados de empuje, torque y eficiencia en obtenidos en Qprop son mayores que los arrojados en las pruebas experimentales, estas discrepancias pueden ser debido a las incertidumbres de los coeficientes aerodinámicos provenientes de XFOIL y al proceso de manufactura de la hélice ya que ellos fueron quienes la fabricaron [11].

Duvall desarrolló un banco de pruebas para la hélice del GL-10, un vehículo aéreo no tripulado de la NASA Langley. Este banco de pruebas se fabricó con capacidad de medir principalmente el empuje y el ruido en condiciones estáticas y a diferentes ángulos de ataque. Los resultados obtenidos indican que el rendimiento de las celdas de carga puede variar en las diferentes configuraciones de la hélice y que la precisión de esta se puede mejorar con un apropiado rango de carga para mejorar la sensibilidad y el error aleatorio [12].

También se encontró una investigación enfocada en el diseño aerodinámico, análisis y pruebas de hélices para UAV's, incluyendo el análisis comparativo entre BEMT y modelos de simulación CFD de alta fidelidad. Se optó por escanear la hélice en 3D para extraer los datos geométricos necesarios para la simulación tales como la cuerda y los perfiles en cada sección. Se realizó BEMT basado en el código desarrollado por DARcorporation el cual mide coeficientes de Torque, empuje y potencia. El análisis de CFD se desarrolló utilizando STAR-CCM+. Las pruebas se realizan para condiciones de velocidad de avance y ángulo de la hélice iguales a cero. Para asegurar la calidad de los datos y repetibilidad se hicieron las mismas pruebas en dos días diferentes. Sin embargo, no se muestran la comparación entre los datos experimentales con los datos de las simulaciones. Por otro lado, los datos mostrados para BEMT y CFD no tienen una buena correlación entre sí para el torque y empuje [13].

André Miguel realizó un trabajo enfocado en el análisis estructural de un banco de pruebas. El objetivo del proyecto fue el diseño y construcción de un banco de pruebas versátil

resistente, de bajo costo y capacidad de caracterizar diferentes sistemas de propulsión. El sistema de adquisición de datos se constituyó de una tarjeta de desarrollo Raspberry Pi, dos celdas de cargas, un amplificador INA125 y un sensor de temperatura. El banco de pruebas se diseñó completamente en Catia V5 evaluar la resistencia estructural se realizó un análisis de elementos finitos. Este banco de pruebas se diseñó con capacidad de resistir 20 Kg de empuje y 10 Kg de torque [14].

Existen diferentes trabajos acerca del diseño y construcción de banco de pruebas para hélices, uno de ellos es el realizado por Pedro Ochoa, en donde muestra el desarrollo de banco de pruebas para determinar los parámetros de eficiencia en términos de consumo energético en un par motor-hélice, es decir, para encontrar el sistema motor-hélice con una mayor autonomía de vuelo con menor consumo de energía posible a cierto empuje. En este trabajo, se hace uso del término eficiencia que hace referencia al factor de empuje sobre consumo energético. Se realizaron pruebas estáticas en conjuntos motor-hélice para generar una base de datos, con los resultados obtenidos de la adquisición de las variables se buscaron patrones de eficiencia con la finalidad de encontrar el sistema con mayor autonomía de vuelo. Para lograr el objetivo, el autor, diseñó y construyó un banco de pruebas capaz de medir valores de la fuerza de empuje, voltaje y corriente por medio de sensores [15].

El trabajo realizado por Fernando Ortiz fue la construcción de un banco de pruebas para la caracterización rápida de hélices por medio de los coeficientes de torque y empuje, dichos coeficientes se obtuvieron de las condiciones de operación y las fuerzas. Las fuerzas se hallaron por medio del balance entre el empuje generado por la hélice y el peso de un conjunto de masas calibradas. Las pruebas se realizaron en un túnel de viento con el fin de considerar la velocidad de avance de la hélice. Por último, se compararon los datos obtenidos en el banco de pruebas construido con uno comercial, el RCBenchmark1580, que para cuantificar las fuerzas utiliza galgas extensiométricas. Los resultados mostraron valores de empuje cercanos entre sí, pero esto no ocurrió con los valores obtenidos para el torque donde hubo variaciones considerables sobre todo en condiciones de bajas velocidades de rotación [16].

Otro trabajo relativo a esta temática fue abordado por Colin Benjamin, quien mejoró un banco de pruebas capaz de registrar datos relacionados con la fuerza de empuje y torque, para alcanzar tal propósito se hizo énfasis en la repetibilidad, la precisión y límites de predicción establecidos mediante un modelo matemático [17].

Por su parte, Joaquín Guevara diseñó y construyó un banco de pruebas para hélices de hasta 78 cm de diámetro. Este banco de pruebas se con capacidad para medir rpm, fuerza de empuje, velocidad y torque. Con las medidas obtenidas pudo caracterizar distintos diseños de hélices para su posterior comparación con modelos existentes e identificó la diferencia entre ellas en términos matemáticos. Para las mediciones de torque y fuerza de empuje utilizó celdas de carga; asimismo empleó un motor de combustión interna para impulsar la hélice. Las mediciones de la hélice realizaron fuera de túnel de viento en un banco de pruebas instalado sobre el auto tanto para las pruebas dinámica como estáticas, además el banco de

pruebas tiene la capacidad de instalarse tanto aguas arriba como para aguas abajo con respecto a la hélice [18].

Un proyecto interesante relacionado al diseño de banco de pruebas muestra el diseño de un simulador de banco de pruebas virtual para sistemas de propulsión híbridas paralelos en diferentes fases de vuelo. Los parámetros que estimaron fueron altitud, empuje, torque, potencia y voltaje tanto en estado estable como en estado transitorio. Se concluye que el banco de pruebas virtual representa una simulación de alta fidelidad, por lo tanto, constituye una herramienta flexible para el diseño preliminar de un banco de pruebas real y la elección de sus componentes [19].

Otro trabajo relacionado al diseño y construcción de banco de pruebas para hélices fue desarrollado por Giulio Avanzini y compañía quienes construyeron un banco de pruebas para sistemas de propulsión eléctricos con capacidad de medir empuje, torque, rpm, corriente, voltaje, potencia mecánica y potencia eléctrica. Las mediciones se realizaron en condiciones de velocidad de avance y ángulos de la hélice iguales a cero, los resultados obtenidos mostraron una alta correlación con los datos obtenidos de la teoría solo a bajas rpm, lo contrario ocurrió a altas rpm donde se evidenciaron desviaciones [20].

Jordan y compañía construyeron un banco de pruebas para hélices de UAVS con el fin de analizar la relación entre el rendimiento aerodinámico y las características acústicas de las hélices. El banco de pruebas consiste en una celda de carga para medir el empuje, un sensor de torque (RTS) se utilizó un láser rojo y un fototransistor para medir rpm de hélices del UAV DJI Phantom 2/3 en condiciones estáticas. Los resultados que se obtuvieron fueron validados con los datos brindados por el profesor Seilig de la universidad de Illinois [21].

Scanavino y su grupo de trabajo desarrollaron un banco de pruebas para hélices con el objetivo de analizar el efecto de la densidad en la potencia eléctrica y el empuje generado por la hélice. Los resultados obtenidos en las pruebas experimentales de empuje, torque, rpm del motor, corriente, voltaje, potencia eléctrica indican que a mayores densidades la potencia y el empuje decrecen. El análisis comparativo entre los datos experimentales y BET muestran una gran correlación, por ello se concluye que BET es útil para analizar el rendimiento de la hélice en entornos de densidad y temperatura no convencionales [22].

Se realizó un trabajo para determinar el rendimiento del conjunto hélice-motor a pistón a partir de un modelo matemático basado en una mejorada teoría del momento de la hélice (BEMT). Para obtener resultados más precisos se utilizaron un modelo con correcciones en el efecto de rotación y en el coeficiente de sustentación a altos ángulos de ataque. Para corroborar los resultados obtenidos con el modelo propuesto se realizó también CFD basado en RANS, la simulación numérica se realizó con ANSYS FLUENT con un modelo de Kappa-Épsilon. Los datos teóricos se validaron con resultados de pruebas experimentales realizados en un túnel de viento. Estas pruebas experimentales se realizaron con un banco de pruebas con capacidad de medir el empuje, potencia y rpm. Los resultados muestran una mejor correlación del modelo propuesto con los datos experimentales, mientras que el CFD presenta limitaciones como el tipo de flujo, la calidad de la malla y el modelo de turbulencia [23].

7. MARCO TEÓRICO

7.1 Hélice

La hélice de un avión es un dispositivo que produce el empuje necesario para impulsar el avión en todas las fases de vuelo. Está diseñada 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.

En las aeronaves que utilizan hélices como sistema de propulsión, la hélice puede ser entendida como un tornillo que avanza al girar a través del aire. Este movimiento es similar al de un tornillo avanzando en un medio sólido, pero la hélice experimenta un deslizamiento debido a las variaciones en las propiedades físicas del aire, como la temperatura, presión y densidad [24]. El movimiento de la hélice a través de la atmósfera es el resultado de la combinación de movimiento de rotación y traslación a lo largo de la dirección del vuelo.

Cuando la hélice se mueve a través del aire, deja una marca llamada estela. Esta estela es aire que se desplaza aguas abajo de la hélice y, por lo tanto, tiene energía cinética. Esta energía y el gasto de energía debido al rozamiento del aire en las palas de la hélice se pierden definitivamente, lo que significa que la potencia útil desarrollada por la hélice es menor que la potencia entregada por el motor. Por lo tanto, uno de los aspectos a considerar al diseñar una hélice es la relación entre la potencia útil y la potencia generada por el motor [25]. Estos conceptos se explicarán en detalle en las páginas siguientes. La figura 2 muestra de forma gráfica la hélice junto con sus partes principales.

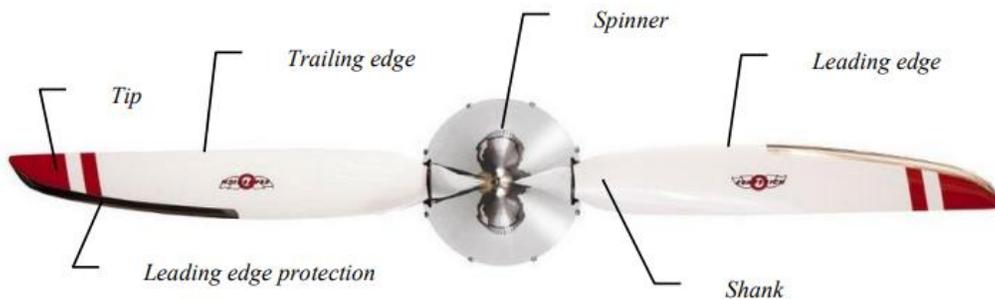


Figura 2. Partes principales de una hélice [26].

Una hélice está conformada por dos o más palas distribuidas simétricamente alrededor de su eje de rotación, cada pala se puede ver como un ala giratoria, por ende, posee características similares al de un ala tanto geoméricamente como aerodinámicamente. En efecto, la sección transversal de la pala es un perfil aerodinámico diseñada cuidadosamente para producir mayor cantidad de empuje posible con menor cantidad de torque y pérdida de potencia. Cabe resaltar que, a diferencia de la dirección de la fuerza de sustentación desarrollada por un ala finita para contrarrestar el peso de la aeronave, la dirección de la fuerza de sustentación o empuje producida por una hélice se dirige aproximadamente en el mismo sentido que la dirección del vuelo para contrarrestar el arrastre del avión. Esto se debe a que, en caso de un

ala, el flujo de aire relativo es proporcionado por el movimiento de la aeronave a través de la atmósfera; en cambio, el flujo de aire relativo sobre una pala de la hélice es el resultado de la rotación de esta.

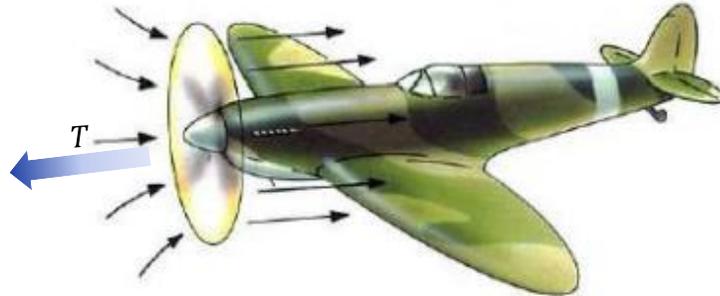


Figura 3. Empuje desarrollado por una hélice [27].

7.1.1 Influencia de la geometría de la hélice en sus características aerodinámicas

La geometría de la hélice tiene una gran influencia en sus características aerodinámicas. La forma y el tamaño de la hélice pueden afectar su capacidad para producir empuje y su eficiencia propulsiva. Además, la geometría de la hélice también puede influir en su resistencia al aire y en la producción de ruido. Por lo tanto, es importante diseñarla de manera adecuada para asegurar un rendimiento óptimo y una buena aerodinámica.

Durante su operación, las palas de la hélice giran alrededor de su propio eje de rotación, haciendo que el flujo de aire relativo en cada sección de la pala sea diferente, ya que varía en función de la distancia radial. En este sentido, la velocidad relativa cerca al centro (*hub*) es mucho menor que en la punta de la pala. Por consiguiente, las secciones aerodinámicas cercanas al eje de rotación se mueven lentamente y forman un ángulo mayor con el plano de rotación, mientras que las secciones aerodinámicas cercanas a la punta se mueven más rápido y forman un ángulo menor con el plano de rotación. Por lo tanto, el ángulo que forma la línea de sustentación nula de un perfil con el plano de rotación cambia a largo de la pala en función de la distancia radial, r , y se representara como $\beta(r)$. Este ángulo se conoce como el ángulo de paso aerodinámico de una sección de pala y se muestra esquemáticamente en la Figura 4. Además de este ángulo, el ángulo de ataque de la pala es variable a lo largo de su longitud, lo que permite mejorar la eficiencia propulsiva de la hélice.

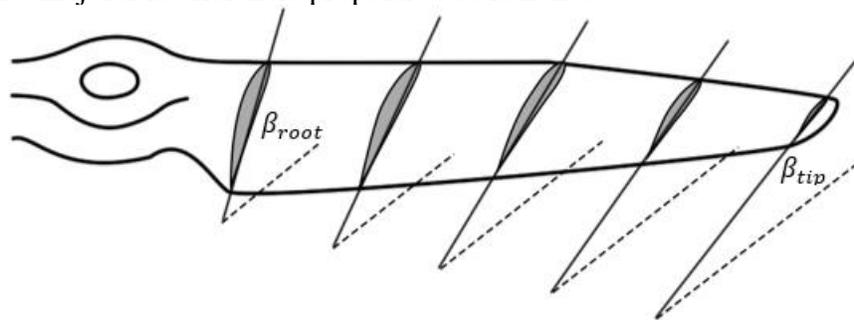


Figura 4. Variación del ángulo de paso aerodinámico a lo largo de una pala de la hélice.

El ángulo de paso aerodinámico se puede expresar en términos de otras variables más fáciles de calcular a partir de la geometría del perfil, como el ángulo de paso respecto a la cuerda del perfil aerodinámico, β_c , y el ángulo de ataque de sustentación nula de la sección aerodinámica de la pala en el radio, r , [28].

$$\beta(r) = \beta_c(r) - \alpha_{L0}(r)$$

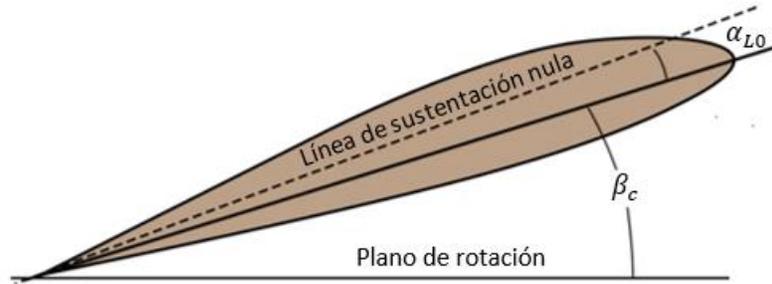


Figura 5. Sección en el radio r de la pala

Además del ángulo de paso aerodinámico, existe otra variable conocida como la longitud de paso aerodinámico, denotada como λ , que representa la distancia que avanza la hélice en cada revolución sin considerar el deslizamiento. La longitud de paso aerodinámico de la línea de sustentación nula de cada sección de la pala se calcula utilizando la siguiente expresión matemática:

$$\lambda(r) = 2\pi \tan \beta(r)$$

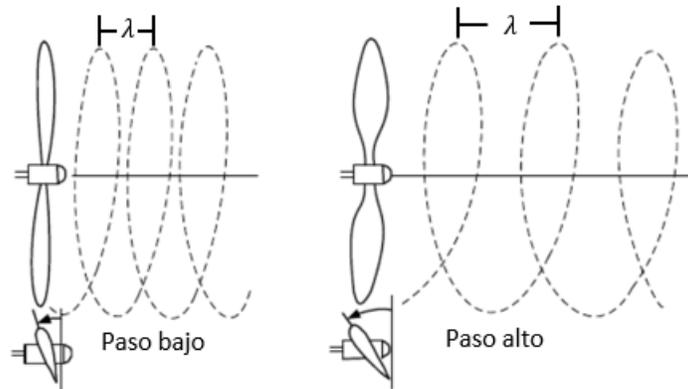


Figura 6. Longitud de paso aerodinámico de la hélice [29]

7.1.1.1 Principio de operación de la hélice

Durante la operación de una hélice, cada pala se encuentra sometida a fuerzas aerodinámicas como la sustentación y el arrastre. Dado que una pala posee características geométricas similares a las de un ala finita, la fuerza de arrastre total es la combinación del arrastre parásito y el arrastre inducido debido a la generación de la fuerza de sustentación. Es importante destacar que el arrastre parásito es a su vez la suma de la resistencia debido a la forma y la resistencia generada por la fricción superficial [30]. Además, se sabe que la dirección de la fuerza de arrastre es paralela a la velocidad del aire relativo, por lo que, en

una hélice giratoria, esta fuerza crea un momento alrededor del eje de giro de la hélice en sentido contrario a su rotación. Por lo tanto, se necesita un torque para contrarrestar este momento generado y una potencia para mantener la hélice en operación. Estas dos cantidades son proporcionadas por el motor del avión. Al igual que en un ala se busca maximizar la relación entre la fuerza de sustentación y arrastre, en una hélice se requiere que la relación entre la fuerza empuje y torque sea alta [31].

El estudio del comportamiento del flujo de aire alrededor de una sección transversal de una pala puede apoyarse en el análisis aerodinámico del ala de una aeronave, entre ellas el fenómeno físico que genera la sustentación. La fuerza sustentación se genera gracias a la particular forma de un perfil aerodinámico, esta geometría provoca que la velocidad del aire en la parte superior de la pala sea mayor que la velocidad en su superficie inferior, lo que genera un gradiente de presión entre ambas superficies. Como resultado, la presión del aire en la parte superior de la pala es menor que en la superficie inferior, lo que provoca que las partículas del aire se muevan desde la región de alta presión hacia la región de baja presión, formando un vórtice. Dado que en la punta de la pala las presiones deben igualarse, la distribución de sustentación disminuye hasta llegar a cero a medida que se acerca a esta zona.

La producción de la fuerza de sustentación está directamente relacionada con la generación de vórtices en las palas de una hélice, ya que estos son inevitables durante la generación de sustentación, tal como sucede en un ala de envergadura finita. Sin embargo, existen diferencias en las trayectorias de las líneas de vórtice generadas por un ala en movimiento y las palas en rotación. En el primer caso, estas líneas son aproximadamente rectas, mientras que en el segundo caso siguen trayectorias helicoidales alrededor del eje de rotación de la hélice [32], [33]. Los vórtices generados en la punta de la pala y aquellos que se desprenden a lo largo del borde de salida tienen un impacto en las fuerzas y momentos aerodinámicos producidos por la pala. Esto se debe a que la vorticidad creada por cada uno de ellos genera un flujo descendente a lo largo de su propia longitud, pero además de estar influenciado de su propio flujo descendente, también se ve afectado por la corriente descendente de las demás palas, ya que estos giran una detrás de la otra [3], [34]. La combinación de todos los flujos descendentes de cada una de las palas se conoce como la velocidad inducida por la hélice, la cual es el resultado de la sustentación generada en las palas.

Durante la operación de una hélice, las palas mueven el aire localizado aguas arriba del disco de la hélice hacia el lado aguas abajo y, la formación de vórtices en la punta de la pala, divide el flujo de aire en dos regiones: la primera es la estela, que es básicamente el flujo de aire que se mueve agua abajo alejándose del disco de la hélice y está dentro del vórtice helicoidal; la segunda región está por fuera de la estela, en donde el flujo de aire se mueve aguas arriba del disco de la hélice hasta llegar justo por delante de la hélice. Por lo tanto, cerca de las puntas de las palas, el flujo de aire sigue trayectorias casi circulares yendo desde lado aguas debajo de la hélice hacia el lado aguas arriba [31].

7.2 Teorías de hélice

Para evaluar el rendimiento de la hélice, se utilizan tres métodos teóricos: teoría del elemento de pala (BET), teoría del momento de la hélice y teoría del momento del elemento de pala (BEMT). A continuación, se presenta una breve descripción de cada una de estas teorías.

7.2.1 Teoría de elementos de pala (BET)

La teoría del elemento de pala es un método de análisis aerodinámico que se utiliza para estudiar el rendimiento de la hélice de un avión. Esta teoría considera detalladamente la geometría de la hélice, incluyendo la variación del perfil aerodinámico, el cambio de la cuerda del perfil, el ángulo y la longitud de paso aerodinámicos, y las condiciones de operación [3]. Para predecir el rendimiento de la hélice, la teoría del elemento de pala divide a cada pala en pequeños segmentos llamados elementos de pala y analiza a cada uno como un perfil aerodinámico bidimensional. Esto permite calcular las fuerzas aerodinámicas en función de las condiciones locales del flujo en el elemento. Una vez determinadas las propiedades aerodinámicas de cada elemento de pala, se integran a lo largo de cada una de las palas para obtener propiedades aerodinámicas globales como el empuje, el torque y la potencia necesaria para la correcta operación de la hélice [28]. Durante la operación de la hélice, en cada elemento la pala se generan fuerzas y momentos aerodinámicos, así como distintas velocidades. Estas fuerzas, momentos y velocidades varían dependiendo de la operación de la aeronave; por ejemplo, en el vuelo de un avión, cuando el flujo de aire es perpendicular al disco de rotación de la hélice se generan solo la fuerza de empuje el momento de alabeo, pero cuando el flujo no es perpendicular se generan otras fuerzas y momentos como la fuerza normal y el momento de guiñada que pueden afectar negativamente la dinámica del avión.

7.2.1.1 Flujos de aire perpendiculares al disco de rotación de la hélice

En la fase de crucero, donde el vuelo es recto y nivelado, la dirección del vuelo y la velocidad de flujo están alineadas. Durante esta etapa, las velocidades presentes en el elemento de pala de la hélice son la velocidad de avance de la aeronave (V_∞), la velocidad de rotación de la hélice (ωr) y la velocidad inducida (V_i), que viene a ser la velocidad de flujo descendente (o *downwash*) en el plano de rotación de la hélice. La suma vectorial de estas velocidades se conoce como la velocidad aerodinámica total en cada elemento de pala.

$$\vec{V}_b = \vec{V}_\infty + \omega \vec{r} + \vec{V}_i \quad (1)$$

En la Figura 7, se ilustra una sección de la pala ubicada en el radio r , donde se indican esquemáticamente las fuerzas y velocidades, así como otros parámetros como el ángulo de ataque de la sección (α_b), ángulo del flujo descendente (ε_i), ángulo debido a la velocidad de avance de la aeronave (ε_∞) y el ángulo de paso aerodinámico (β).

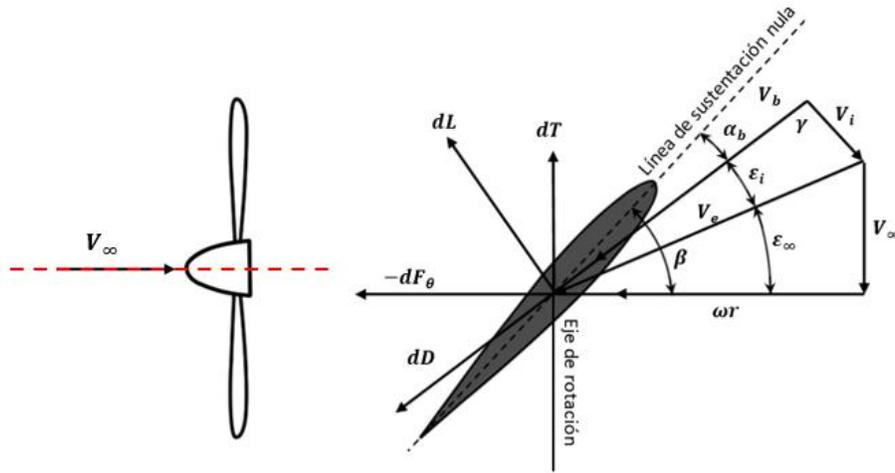


Figura 7. Fuerzas, velocidades y ángulos para un elemento de pala [3].

A partir del diagrama de fuerzas y velocidades mostrado en la Figura 7, se pueden derivar las siguientes relaciones matemáticas en función de la variable adimensional ζ ,

$$\varepsilon_b(\zeta) = \varepsilon_\infty(\zeta) + \varepsilon_i(\zeta) \quad (2)$$

$$\alpha_b(\zeta) = \beta(\zeta) - \varepsilon_\infty(\zeta) - \varepsilon_i(\zeta) \quad (3)$$

$$\varepsilon_\infty(\zeta) = \text{atan}\left(\frac{J}{\zeta\pi}\right) \quad (4)$$

Donde ζ representa la relación entre el radio de la sección y el radio de la hélice, $\zeta = r/R$, y J representa la relación de avance. La ecuación para evaluar el empuje y la fuerza circunferencial generada por la sección aerodinámica en cuestión se basa en las siguientes fórmulas:

$$dT = dL \cos \varepsilon_b - dD \sin \varepsilon_b \quad (5)$$

$$dF_\theta = -dL \sin \varepsilon_b - dD \cos \varepsilon_b \quad (6)$$

La fuerza de sustentación y la fuerza de arrastre se suelen expresar en términos de coeficientes adimensionales C_l y C_d . Estos coeficientes adimensionales permiten comparar la magnitud de estas fuerzas en diferentes condiciones y con diferentes valores de las variables involucradas, como el ángulo de ataque de la pala, la velocidad del flujo, la densidad del fluido y la forma del perfil.

$$dL = \frac{1}{2} \rho V_b^2 c_b C_l \quad (7)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho V_b^2 c_b C_d \quad (8)$$

Donde ρ es la densidad de la corriente libre, c_b es la cuerda de la sección, C_l es el coeficiente de sustentación y C_d es el coeficiente de arrastre, que mide la resistencia generada por la sección aerodinámica.

La velocidad inducida en un ala se puede calcular utilizando el teorema de Kutta-Jukovsky, ya que las trayectorias descritas por las líneas de vórtice son aproximadamente rectas y no presentan una alta complejidad. En cambio, en una hélice giratoria, las trayectorias helicoidales de las líneas de vórtice requieren la teoría adicional de Goldstein para calcular la velocidad inducida. Según el teorema de Kutta-Jukovsky, la generación de la fuerza de sustentación en un elemento de pala está directamente relacionada con la generación de vorticidad mediante la ecuación siguiente [35]:

$$dL(\zeta) = \rho V_b(\zeta) \Gamma(\zeta) \quad (9)$$

Donde Γ es la circulación total de la sección aerodinámica de la pala. De la ecuación anterior, se puede expresar la circulación en términos del coeficiente de sustentación,

$$\Gamma = \frac{1}{2} V_b c_b C_l \quad (10)$$

Goldstein trabajó en la estimación de la velocidad inducida en el plano de rotación de una hélice partiendo de dos hipótesis [36]. La primera indica que la hoja de vórtice helicoidal que se desprende de cada una de las palas de una hélice giratoria sigue una trayectoria helicoidal de paso constante, mientras que la segunda señala que la velocidad inducida es normal a la velocidad aerodinámica total, V_b . Estas suposiciones cumplen en la estela muy por detrás de una hélice óptima, como lo demostró Betz, y son conocidas como la condición de Betz [37]. Sin embargo, Goldstein aplicó estas suposiciones al plano de rotación de la hélice, donde las características geométricas de la pala son variables, por lo que las hipótesis de Goldstein se vuelven difíciles de justificar. En este trabajo se pretende corroborar la segunda hipótesis de Goldstein comparando los resultados teóricos con datos experimentales. Para ello, se define el ángulo entre la velocidad inducida y la velocidad aerodinámica total como γ .

Utilizando su primera hipótesis, Goldstein elaboró una relación matemática que asocia la componente circunferencia o tangencial de la velocidad inducida con la circulación de la sección aerodinámica por medio de la ecuación siguiente:

$$p\Gamma = 4\pi\kappa V_{\theta i} \quad (11)$$

La constante κ en la ecuación anterior se conoce como el factor kappa de Goldstein. Calcular este valor es un proceso complejo, pero en este trabajo se implementó un código en MATLAB para obtener un valor más exacto. Las expresiones matemáticas se simplificaron a partir del trabajo de Goldstein y se encuentran disponibles en el Anexo A. Debido a la dificultad en calcular el factor kappa de Goldstein, a menudo se utiliza su aproximación conocida como el factor de pérdida de punta de Prandtl, denotado por la letra f [37].

$$p\Gamma \cong 4\pi f V_{\theta i} \quad (12)$$

El factor de Prandtl se encuentra resolviendo la siguiente ecuación:

$$f = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(\exp \frac{-p(1-\zeta)}{2 \sin \beta_t} \right)$$

La ecuación que permite calcular el ángulo inducido, ε_i , se puede desarrollar una vez que se tiene la expresión matemática para la componente circunferencial de la velocidad inducida, $V_{\theta i}$. Esta expresión se obtiene utilizando el ángulo de paso aerodinámico en la punta de la pala, β_t . La ecuación para calcular ε_i es la siguiente:

$$\frac{\sin \varepsilon_i \cos(\varepsilon_i + \varepsilon_\infty)}{\sin(\varepsilon_i + \gamma)} - \frac{\hat{c}_b C_l}{4\pi\zeta\kappa} = 0 \quad (13)$$

El coeficiente de sustentación de una pala de hélice depende del ángulo de ataque, α_b , y de la posición radial, ζ . La ecuación anterior se resuelve por métodos numéricos para encontrar los valores del ángulo inducido en cada elemento de pala. Conociendo la geometría de la hélice, la velocidad de rotación y la velocidad de flujo libre, se determina el empuje, el torque y la potencia necesarios para hacer girar la hélice al integrar desde el radio del *hub* hasta el radio de la punta utilizando las ecuaciones correspondientes que se muestran a continuación:

$$T = \frac{p\rho\omega^2}{2} \int_{r_{hub}}^{r_{tip}} c_b r^2 \frac{\sin^2(\varepsilon_i + \gamma)}{\cos^2 \varepsilon_\infty \sin^2 \gamma} (C_l \cos \varepsilon_b - C_d \sin \varepsilon_b) dr \quad (14)$$

$$Q = \frac{p\rho\omega^2}{2} \int_{r_{hub}}^{r_{tip}} c_b r^3 \frac{\sin^2(\varepsilon_i + \gamma)}{\cos^2 \varepsilon_\infty \sin^2 \gamma} (C_l \sin \varepsilon_b + C_d \cos \varepsilon_b) dr \quad (15)$$

$$P = \frac{p\rho\omega^3}{2} \int_{r_{hub}}^{r_{tip}} c_b r^3 \frac{\sin^2(\varepsilon_i + \gamma)}{\cos^2 \varepsilon_\infty \sin^2 \gamma} (C_l \sin \varepsilon_b + C_d \cos \varepsilon_b) dr \quad (16)$$

La potencia necesaria para hacer girar la hélice también se puede calcular multiplicando el torque total por la velocidad angular de la hélice. Los coeficientes adimensionales de empuje, torque y potencia, junto con la eficiencia de propulsión y la relación de avance, se encuentran disponibles en el anexo A.

7.2.1.2 Flujos de aire oblicuos al disco de rotación de la hélice

Durante el vuelo de una aeronave, el ángulo entre el eje de rotación de la hélice y la dirección del movimiento del avión puede cambiar debido a la conexión directa entre la hélice y la estructura del avión a través del motor. Por lo tanto, cualquier cambio en el ángulo de ataque del avión también cambiará el ángulo entre de eje de rotación de la hélice y la dirección del vuelo, y este ángulo se conoce como el ángulo de ataque de la hélice. Esto genera no solo se

genera fuerzas de empuje y momentos de alabeo, sino también otras fuerzas y momentos aerodinámicos que pueden cambiar la estabilidad del avión durante el vuelo.

La operación de la aeronave con ángulos de ataque de la hélice puede observarse en maniobras rápidas con ángulos de ataque altos o en acrobacias aéreas, en las que la hélice estará expuesta a flujos de aire variables [2]. Por ejemplo, durante el vuelo recto y nivelado de una aeronave, la hélice se encuentra sujeta a flujos completamente alineados con la dirección del vuelo. Sin embargo, cuando la aeronave realiza maniobras aéreas complejas o cuando se encuentra con ráfagas de viento de alta intensidad, el ángulo de ataque de la hélice puede alcanzar valores muy altos y, como resultado, la dinámica general del avión puede verse comprometida.

El efecto del flujo de aire variable en el rendimiento de la hélice ha sido estudiado en aeronaves turbohélice y helicópteros. Las investigaciones existentes se centran en pruebas experimentales que abordan ángulos de guiñada y cabeceo pequeños [38], [39]. Sin embargo, existen trabajos cuyo objetivo es la formulación de modelos matemáticos para la predicción del rendimiento de la hélice bajo flujos no axiales. Estos modelos aerodinámicos presentan limitaciones puesto que solo son válidos para ángulos pequeños de cabeceo y guiñada [40], [3], [41].

En los trabajos de McCormick y Warren Phillips se encuentran expresiones matemáticas que describen las fuerzas y momentos generados bajo flujos no axiales, como la fuerza lateral y el momento de guiñada en la hélice. Estos efectos también se conocen como la fuerza normal y el factor-P, respectivamente. El momento de guiñada o factor P se genera cuando la aeronave propulsada por hélice vuela a altos ángulo de ataque de la hélice, como se mencionó anteriormente. En esta condición, el empuje generado por la hélice en su plano de rotación no es simétrico debido a que la velocidad aerodinámica total no tiene la misma magnitud para las palas que se mueven hacia arriba y hacia abajo [42], además el ángulo de ataque de las palas ascendentes es menor que el de las palas descendentes. Estas diferencias causan que la sustentación y la resistencia en el lado de la hélice donde las palas se mueven hacia abajo sea mayor que la del otro lado, generando un empuje asimétrico que se refleja en la generación de un momento de guiñada y una diferencia de fuerza circunferencial que se manifiesta como una fuerza normal en el plano de rotación de la hélice [3], [41]. Dado que la pala descendente normalmente está en el lado derecho del avión (visto desde la cabina), el factor-P hace que el avión gire hacia la izquierda sobre su eje vertical como se observa en la Figura 8 [43]. En vuelo de crucero, el factor-P no es apreciable ya que las palas ascendentes y descendentes generan aproximadamente la misma cantidad de empuje.

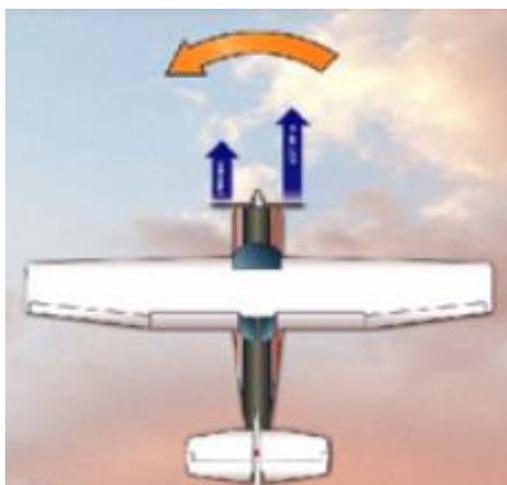


Figura 8. Empuje asimétrico o factor P [43]

En este trabajo, se busca expandir los modelos matemáticos existentes para valores altos del ángulo de ataque de la hélice. La Figura 9 muestra el diagrama de fuerzas y velocidades en un elemento de pala ubicado en el radio r . Como se puede observar, la velocidad del flujo no se encuentra alineada con el eje de rotación de la hélice, por lo que se puede descomponer en dos velocidades: una perpendicular al plano de rotación de la hélice y otra paralela al mismo plano. La componente de la velocidad de flujo libre contenida en el plano de rotación de la hélice es la que modifica la velocidad aerodinámica total en cada elemento de pala, lo que se manifiesta en una disminución o aumento de la velocidad del flujo relativo sobre la pala.

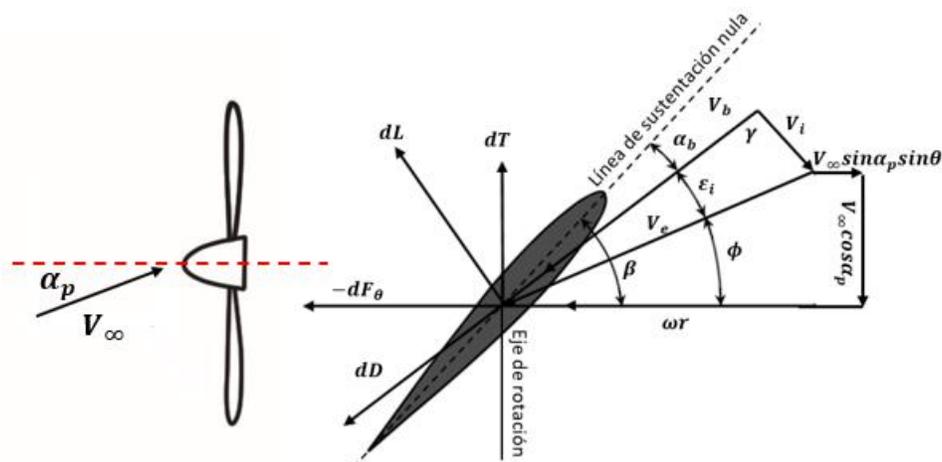


Figura 9. Fuerzas, velocidades y ángulos para un elemento de pala [3]

A partir de la geometría presentada, se puede obtener las siguientes relaciones matemáticas en términos de las coordenadas radial, ζ , y angular, θ .

$$\varepsilon_b(\zeta, \theta) = \phi(\zeta, \theta) + \varepsilon_i(\zeta, \theta) \quad (17)$$

$$\alpha_b(\zeta, \theta) = \beta(\zeta) - \phi(\zeta, \theta) - \varepsilon_i(\zeta, \theta) \quad (18)$$

En esta condición de operación, el ángulo generado por el movimiento hacia delante de la hélice se denomina ϕ y se calcula resolviendo la siguiente ecuación:

$$\phi(\zeta, \theta) = \tan^{-1}\left(\frac{J \cos \alpha_p}{\pi \zeta}\right) + \sin^{-1}\left(\frac{\sin(2\alpha_p) \sin \theta}{2 \sqrt{\left(\frac{\pi \zeta}{J}\right)^2 + \cos^2 \alpha_p} \sqrt{\left(\frac{\pi \zeta}{J} - \sin \alpha_p \sin \theta\right)^2 + \cos^2 \alpha_p}}\right) \quad (19)$$

Por lo tanto, el ángulo inducido, ε_i , se calcula numéricamente a partir de la siguiente expresión matemática:

$$\frac{\sin \varepsilon_i \cos(\varepsilon_i + \phi + \gamma)}{\sin(\varepsilon_i + \gamma)} + \frac{\hat{c}_b C_l}{4\pi \zeta \kappa} = 0 \quad (20)$$

Donde $\hat{c}_b = c_b p/D$. Una vez calculado el ángulo inducido, se determinan las características aerodinámicas de la hélice utilizando las siguientes ecuaciones:

$$T = \frac{pD}{4\pi} \int_{\zeta_h}^1 \int_0^{2\pi} dT \, d\theta \, d\zeta \quad Q = \frac{pD^2}{8\pi} \int_{\zeta_h}^1 \int_0^{2\pi} -dF_{\theta\zeta} \, d\theta \, d\zeta \quad (21)$$

$$P = \frac{\omega p D^2}{8\pi} \int_{\zeta_h}^1 \int_0^{2\pi} -dF_{\theta\zeta} \, d\theta \, d\zeta \quad N = \frac{pD}{4\pi} \int_{\zeta_h}^1 \int_0^{2\pi} dF_{\theta} \sin \theta \, d\theta \, d\zeta \quad (22)$$

$$n = \frac{pD^2}{8\pi} \int_{\zeta_h}^1 \int_0^{2\pi} dT \sin \theta \, \zeta \, d\theta \, d\zeta \quad (23)$$

7.2.2 Teoría del momento de la hélice

La teoría del momento analiza el flujo de aire que entra y sale de la hélice sin considerar detalles de su geometría y condiciones de operación, asumiendo al aire como un fluido ideal sin efectos de viscosidad y compresibilidad. Además, representa a la hélice como un disco infinitamente delgado conocido como disco actuador [44]. La base matemática de esta teoría se basa en la segunda y tercera de ley de Newton, que indican que al incrementar la cantidad de movimiento del fluido que pasa a través de un mecanismo, en este caso el del disco de la hélice, el fluido reacciona produciendo una fuerza en dirección contraria a dicho incremento, conocida como empuje. La velocidad del fluido justo detrás del disco de la hélice es superior en magnitud que la velocidad justo delante del mismo; como consecuencia, el fluido sufre un salto de presión y cambio en la cantidad de movimiento mientras pasa a través del disco de la hélice. Por lo tanto, la fuerza axial resultante sobre el disco de la hélice se evalúa en términos de la cantidad de movimiento impartida al fluido al pasar por el disco de la hélice y en términos de la diferencia de presiones justo delante y detrás del disco de la hélice. Cuando se calcula el empuje en función de diferencia de presiones se recurre a la aplicación de la ecuación de Bernoulli sobre una línea de corriente que se divide en dos: la primera sobre una línea de corriente localizada aguas arriba del disco de la hélice y la segunda aguas abajo [45].

En esta teoría se puede evaluar el empuje mediante dos métodos diferentes: empleando la segunda ley de Newton y multiplicando el gradiente de presión por el área del disco de la hélice. A partir de estas expresiones, se plantea la siguiente ecuación para la velocidad inducida:

$$V_i = \sqrt{\frac{V_\infty^2}{4} + \frac{T}{2A\rho}} - \frac{V_\infty}{2} \quad (24)$$

Donde A es el área del disco de la hélice y ρ es la densidad del aire. La potencia necesaria para hacer girar la hélice se determina resolviendo la siguiente ecuación:

$$P = T \left(\frac{V_\infty}{2} + \sqrt{\frac{V_\infty^2}{4} + \frac{T}{2A\rho}} \right) \quad (25)$$

La eficiencia de propulsión ideal de la hélice se define como la relación entre la potencia de propulsión, TV_∞ , y la potencia requerida para hacer girar la hélice. Para evaluar la eficiencia propulsiva ideal en función en función del empuje, la velocidad de la aeronave, la altitud de vuelo y el área del disco de la hélice, se derivó la siguiente ecuación:

$$\frac{1 - \eta_{ideal}}{\eta_{ideal}^2} = \frac{T}{2\rho V_\infty^2 A}$$

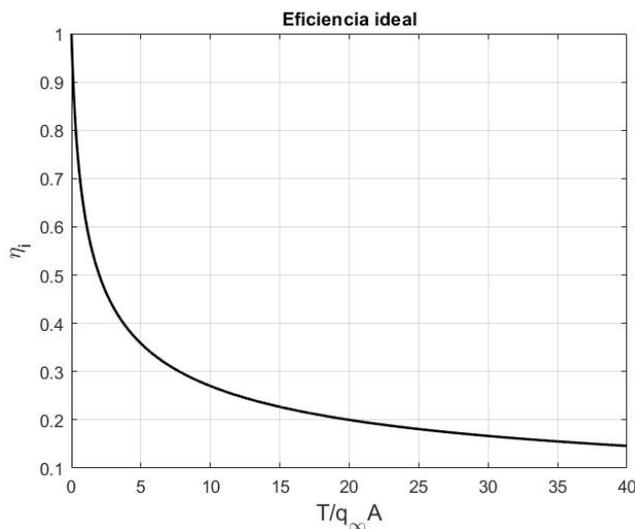


Figura 10. Gráfica de eficiencia ideal

Al analizar el comportamiento de la curva de eficiencia ideal, se pueden derivar las siguientes conclusiones:

- A medida que aumenta el empuje, la eficiencia disminuye rápidamente.
- A medida que disminuye la velocidad de avance de la aeronave, la eficiencia también disminuye.

- La eficiencia tiende a disminuir con el aumento de altitud de vuelo.
- La reducción del área del disco de la hélice provoca una caída en la eficiencia.

La teoría del momento de la hélice presenta varias limitaciones. No considera el efecto de la fuerza de arrastre en un elemento de pala debido a la ausencia de detalles geométricos de la hélice, no tiene en cuenta los efectos de viscosidad y compresibilidad del flujo de aire, no considera la interferencia entre las palas de la hélice, desprecia las pérdidas de energía por rotación del fluido dentro del tubo de flujo y asume que la presión y la velocidad del flujo en cada sección transversal del tubo de flujo son uniformes. Además, al evaluar el rendimiento de la hélice mediante esta teoría no se toma en cuenta el torque generado por la rotación de la hélice, ya que está relacionado directamente con la rotación de la estela. Por lo tanto, para incluir el efecto de rotación de la estela es necesario emplear la ecuación del momento angular. Por esta razón, la teoría del momento de la hélice no contempla el torque. Sin embargo, la rotación de la estela es un efecto inevitable, puesto que está directamente relacionado con el torque aplicado para la hacer girar la hélice. Por lo tanto, una parte de la potencia entregada a la hélice se destina a mantener la rotación de la estela, lo que reduce la eficiencia y el empuje.

7.2.3 Teoría del momento de elementos de pala (BEMT)

La teoría del momento de elementos de pala (BEMT, por sus siglas en inglés) es una técnica utilizada para analizar el comportamiento de las hélices. BEMT combina la teoría del elemento de pala (BET) y la teoría del momento; por lo tanto, se basa en la idea de dividir la pala de una hélice en una serie de elementos de pala, cada uno de ellos se comporta como una sección aerodinámica bidimensional. Como en el caso del BET, cada elemento de pala se analiza por separado para determinar su contribución al desempeño de la hélice, y luego se combinan todos los resultados para obtener una predicción aproximada del comportamiento de la hélice en su conjunto, lo que significa encontrar fuerzas y momentos aerodinámicos de la hélice [46]. Esto es posible gracias a que BEMT se basa en la teoría del momento para predecir el comportamiento del flujo inducido a través de la pérdida de presión en el plano de rotación de la hélice, a su vez asume que dicha pérdida es causada debido al trabajo realizado por el flujo de aire que pasa a través del disco de la hélice. Utilizando esta teoría, BEMT estima la velocidad inducida por la hélice, la cual puede tener una influencia significativa en el rendimiento de esta.

En resumen, las teorías que se utilizan en el análisis de hélices son una herramienta útil para diseñar y optimizar hélices. Estos ayudan a entender cómo diferentes factores, como la forma de la hélice, el ángulo de ataque de cada elemento de pala y las condiciones de operación, afectan el rendimiento de la hélice. Cabe resaltar que, las teorías mencionadas idealizan el flujo de aire alrededor de la hélice; puesto que, trabajan con flujos no viscosos, incompresibles e irrotacionales, por ende, estos modelos matemáticos proporcionan estimaciones aproximadas de las características aerodinámicas de la hélice.

7.3 Túnel de viento

Un túnel de viento es un dispositivo que permite estudiar el comportamiento aerodinámico de diferentes objetos en un entorno controlado. Estos objetos pueden ser hélices, alas de

aviones, coches, drones y otros. Los túneles de viento se utilizan en la investigación y desarrollo de tecnologías relacionadas con la aerodinámica, como el estudio aerodinámico de aviones [47]. Gracias a los avances tecnológicos, existen diferentes tipos de túneles de viento según la velocidad del flujo de aire que se utiliza. Los túneles de viento subsónicos son los más comunes y se utilizan para estudiar objetos que se mueven a velocidades inferiores a la del sonido [48]. Los túneles de viento supersónicos, en cambio, se utilizan para estudiar objetos que se mueven a velocidades superiores a la del sonido. Esto es importante ya que la aerodinámica de los objetos que se mueven a velocidades supersónicas es diferente a la de los objetos que se mueven a velocidades subsónicas [49].

El objetivo de este trabajo de grado es construir un banco de pruebas para obtener datos reales de la hélice, como el empuje, el torque, rpm, fuerza normal y factor P o momento de guiñada, tanto en condiciones estáticas como dinámicas. Las pruebas dinámicas se llevaron a cabo en el túnel de viento del laboratorio de aerodinámica de la Universidad Pontificia Bolivariana. La sección de pruebas de este túnel de viento tiene las siguientes dimensiones: largo de 140 cm, ancho de 61 cm y alto de 41 cm (ver Figura 11). La velocidad máxima de diseño del túnel de viento es de 46 m/s, pero para este proyecto se usará una velocidad máxima de 20 m/s dentro de la sección de pruebas.

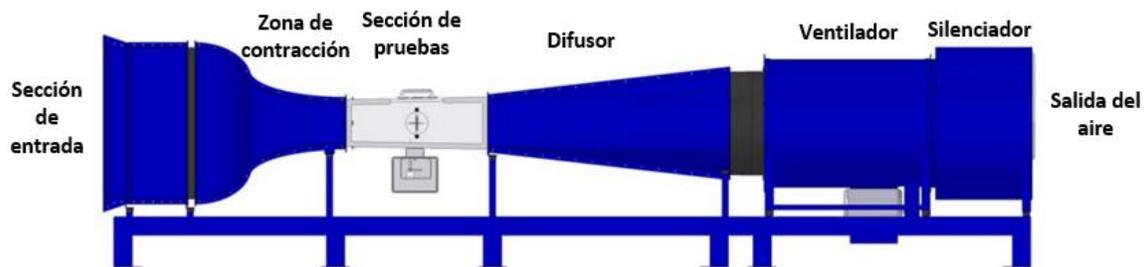


Figura 11. Principales componentes del túnel de viento de la UPB [50].

7.3.1 Funcionamiento del túnel de viento

En el túnel de viento, el aire es impulsado a través de un conducto de entrada que está constituido por una estructura cuya función es garantizar un comportamiento laminar del flujo de aire. Sin embargo, cuando se requiere que el flujo de aire tenga un comportamiento turbulento, se colocan obstáculos en la entrada del túnel de viento. Las propiedades aerodinámicas, como la fuerza de sustentación, la fuerza de arrastre y el momento del modelo dentro de la sección de pruebas, se registran a través de sensores de fuerza y momento. Debido al reducido tamaño de la sección de pruebas en la mayoría de los túneles de viento, se emplean modelos a escala de aeronaves o hélices para estudiar su aerodinámica. Posteriormente, se utiliza la teoría de análisis dimensional, teniendo en cuenta los coeficientes aerodinámicos y los números adimensionales como el número de Reynolds y el número de Mach, para predecir las características aerodinámicas del modelo a escala real.

7.3.2 Clasificación de los túneles de viento

Los túneles de viento pueden clasificarse en circuito cerrado y circuito abierto según su configuración. La principal diferencia entre ambas es que en el túnel de circuito abierto (ver

Figura 12a) el aire que pasa a través de sección de pruebas y se desecha en la atmósfera, mientras que en el túnel de viento de circuito cerrado (ver Figura 12b) el aire siempre es el mismo y forma un circuito cerrado, por lo que no se desecha en la atmósfera.

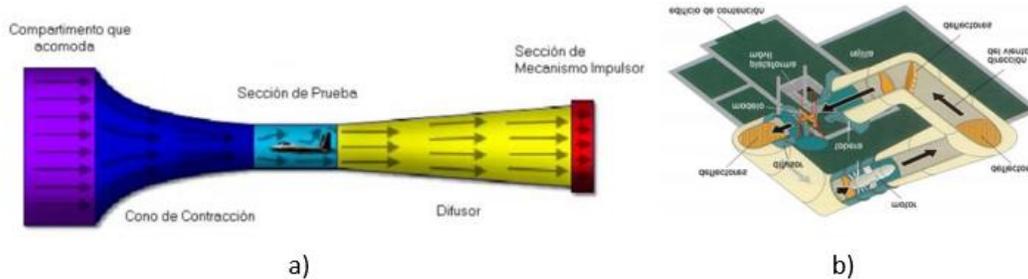


Figura 12. Túneles de viento, a) circuito abierto y b) de circuito cerrado [51].

8. PREDICCIÓN TEÓRICA DEL RENDIMIENTO DE LA HÉLICE

El software desarrollado en este trabajo utiliza el conjunto de ecuaciones teóricas propuestas en la sección del marco teórico para el método de elementos de pala (BET). Estas ecuaciones dependen de diversos parámetros que afectan el rendimiento de la hélice, por lo que es esencial proporcionar estos datos al software para garantizar su correcto funcionamiento. Los parámetros a tener en cuenta incluyen los relacionados con la geometría y la condición de operación de la hélice, así como las condiciones de flujo de aire libre y las características aerodinámicas de la pala. A continuación, se describen en detalle cada uno de estos parámetros.

8.1. Parámetros geométricos

La definición precisa de la geometría de la hélice es crucial para el desarrollo de un software que analice su rendimiento. Los parámetros por determinar son el número de palas y el diámetro de la hélice, así como la distribución de la cuerda y el twist a lo largo de cada pala. Los primeros dos parámetros son escalares y no suelen presentar mayores dificultades para su definición. En cambio, la distribución de la cuerda y el twist varía a lo largo de cada pala, por lo que deben expresarse como funciones en términos del porcentaje de la pala. Para garantizar una buena correlación entre estas distribuciones y el porcentaje de ubicación de cada estación en la pala, es necesario seleccionar un número adecuado de estaciones. De esta forma, el número de estaciones a lo largo de la pala desempeña un papel importante en la calidad de los resultados del análisis.

La geometría completa de la hélice puede describirse considerando todos los parámetros mencionados anteriormente. Es importante mencionar que el ángulo de twist se refiere al ángulo de paso aerodinámico de la cuerda, es decir, el ángulo de la cuerda de la sección respecto al plano de rotación de la hélice. A continuación, se muestra el procedimiento utilizado para calcular el ángulo de twist y la cuerda del perfil en cada sección de la pala.

8.1.1 Escaneo 3D de la hélice

El escaneo 3D de la hélice es una técnica muy valiosa porque permite obtener una representación precisa y detallada de su geometría. Esto permitió medir con precisión la cuerda y el ángulo de twist en cada sección de la pala. En este trabajo solo se escaneó una pala, lo que resultó suficiente para obtener los parámetros de interés. Sin embargo, el modelo 3D generado presentó algunas imperfecciones en el borde de fuga, como se puede ver en la Figura 13. Por lo tanto, fue necesario realizar un proceso de corrección para mejorar la geometría del modelo. Para ello, se utilizó el software de diseño CATIAV5, que permite ajustar y corregir estos detalles de manera sencilla.



Figura 13. Modelo 3D de una pala de la hélice 9X4

8.1.2 Extracción de la geometría de la pala

El modelo 3D de la pala se importó a CatiaV5 con el objetivo de mejorar su geometría y realizar posteriormente la medición de la longitud de la cuerda y el ángulo de twist utilizando las herramientas de medición disponibles en el software. Para ello, previamente se determinó que 141 estaciones a lo largo de la pala serían suficientes para obtener una función que describa adecuadamente la variación de la cuerda y el twist en función del porcentaje de ubicación de cada estación (ver Figura 14).

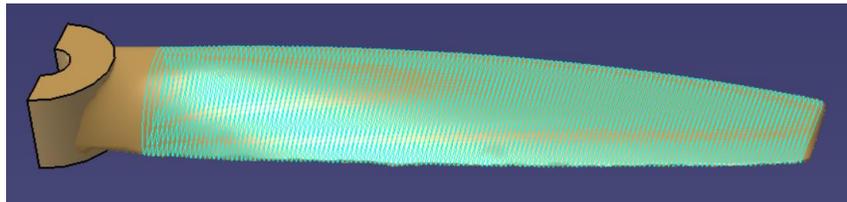


Figura 14. Distribución de estaciones a lo largo de la pala de una hélice 9X4

Las características geométricas de las hélices Super Nylon 9X4 y 9X5 se presentan en las figuras 15 y 16:

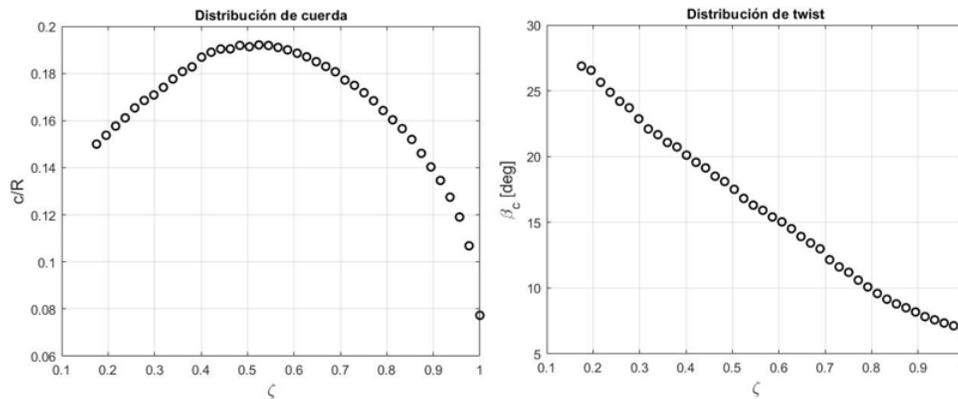


Figura 15. Distribución de cuerda y twist para la hélice Super Nylon 9X4

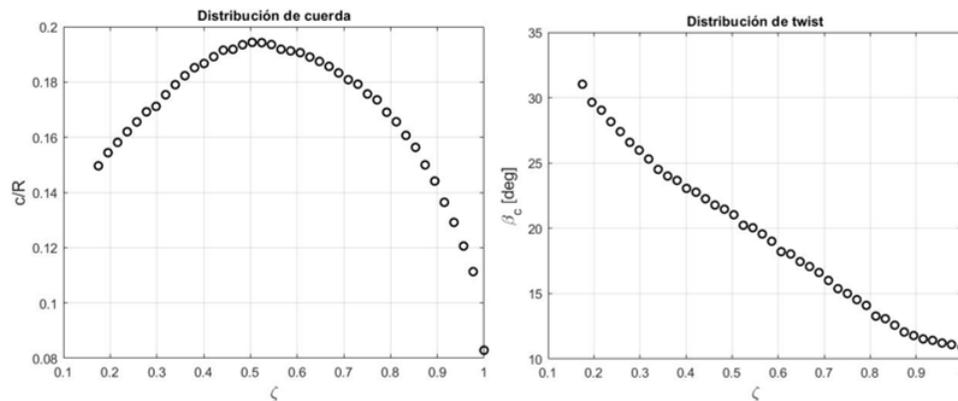


Figura 16. Distribución de cuerda y twist para la hélice Super Nylon 9X5

8.2 Parámetros de condiciones de operación

En la sección del marco teórico, se demostró que el rendimiento de la hélice está determinado por las propiedades físicas del aire. Por lo tanto, en el desarrollo del software se tuvo en cuenta la densidad, la viscosidad dinámica, la temperatura, la velocidad del sonido, la velocidad de avance de la aeronave y la velocidad de rotación de la hélice. Es importante mencionar que el software trabaja con magnitudes escalares de las velocidades, lo que facilita su implementación. Además, la densidad, la temperatura y la viscosidad dinámica dependen de la fase de operación de la aeronave y son necesarias para calcular los números de Reynolds y Mach, que a su vez determinan los coeficientes de sustentación y arrastre.

8.3 Parámetros aerodinámicos

Para analizar el rendimiento de una hélice, es necesario conocer no solo su geometría y las condiciones en las que opera, sino también sus características aerodinámicas, como el coeficiente de sustentación y arrastre. Estos parámetros dependen de los números de Reynolds y Mach, así como del ángulo de ataque y del perfil aerodinámico de la sección. Sin embargo, al calcular estos coeficientes se presentan dos problemas: cómo obtener las características aerodinámicas y cómo implementar un ciclo de rutina en MATLAB que minimice el tiempo de cálculo, ya que durante la determinación del ángulo inducido es necesario conocer el coeficiente de sustentación para diferentes ángulos de ataque.

Atendiendo a la primera dificultad, es evidente que para resolver las ecuaciones de BET se requieren los coeficientes de sustentación y arrastre. Estos parámetros deben ser proporcionados por el usuario al software de cálculo, pero esto puede resultar complicado debido a la variabilidad de la geometría del perfil y los números de Reynolds y Mach a lo largo de la pala de la hélice. Esto implica que el usuario debería proporcionar estos coeficientes tantas veces como estaciones haya a lo largo de la pala, lo que resulta poco viable desde el punto de vista del tiempo que llevaría realizar este proceso. Para mejorar esta situación, se trabajó con un perfil representativo al 75% del radio la hélice, este fue seleccionado teniendo en cuenta la variación de la relación de espesor del perfil a lo largo de la pala, que se mantiene aproximadamente constante entre el 50% y el 80% del radio de la hélice (ver Anexo B). Una vez superada esta dificultad, el siguiente paso es obtener los coeficientes de sustentación y arrastre. Esto puede hacerse de dos maneras: la primera es mediante la implementación de un modelo aerodinámico, ya que este tema ha sido ampliamente estudiado y hay trabajos que desarrollan modelos teóricos para estimar estos coeficientes en función del ángulo de ataque, como el propuesto por Warren Phillips [3]. Sin embargo, estos modelos son aproximados. La segunda forma de obtener los coeficientes aerodinámicos es mediante el uso del programa XFOIL, que es especializado en el análisis de perfiles aerodinámicos en régimen subsónico y ofrece una mayor precisión que los modelos matemáticos. Por lo tanto, en este trabajo se utilizará el programa XFOIL para obtener la información aerodinámica deseada.

Para solucionar el segundo problema, se creó una base de datos de coeficientes de sustentación y arrastre para números de Reynolds y Mach al 75% de la pala. Esta base de datos se genera antes de entrar en el ciclo de iteración para obtener el ángulo inducido, lo que redujo significativamente el rendimiento del software en términos de tiempo computacional.

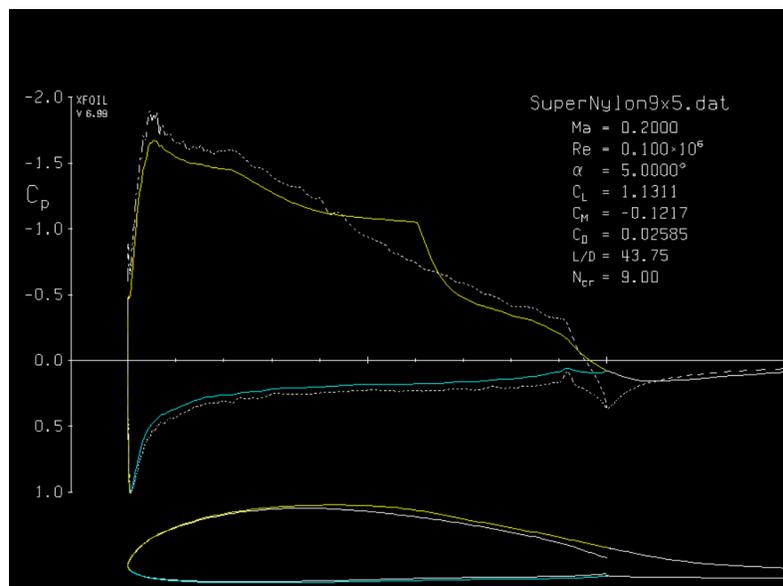


Figura 17. Entorno de XFOIL

La base de datos de perfiles se genera en XFOIL, y este programa permite exportar los cálculos realizados como archivos de texto. Estos archivos se importan y se procesan en MATLAB para obtener los datos necesarios para resolver las ecuaciones de BET. A continuación, se muestra el diagrama de flujo de preparación de la base de datos:

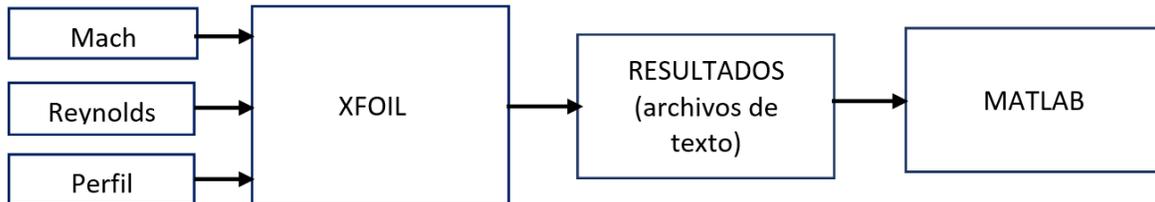


Figura 18. Flujo de preparación de la base de datos

Las coordenadas del perfil aerodinámico al 75% del radio de la hélice se obtienen mediante el uso de CATIA y una macro que permite exportarlas directamente a una hoja de Excel. Estas coordenadas se procesan para asegurarse de que XFOIL pueda leerlas correctamente. Luego, se suministran a XFOIL junto con otros parámetros de entrada, y se lleva a cabo el cálculo teniendo en cuenta el efecto de la compresibilidad del flujo. Una vez finalizado el proceso de cálculo, se exportan los resultados en un archivo de texto que contiene la base de datos de coeficientes de sustentación y arrastre en función del ángulo de ataque, incluyendo el ángulo de ataque de sustentación nula. Estos datos se utilizarán posteriormente en la rutina implementada en MATLAB.

8.4 Implementación del programa de cálculo (Software BET)

Se desarrolló un software en Matlab que permite calcular los coeficientes aerodinámicos de una hélice, considerando su geometría, las condiciones de operación y los parámetros aerodinámicos como entradas. La Figura 19 muestra un diagrama de bloques general que ilustra la estructura y el flujo de datos dentro de la herramienta de cálculo.

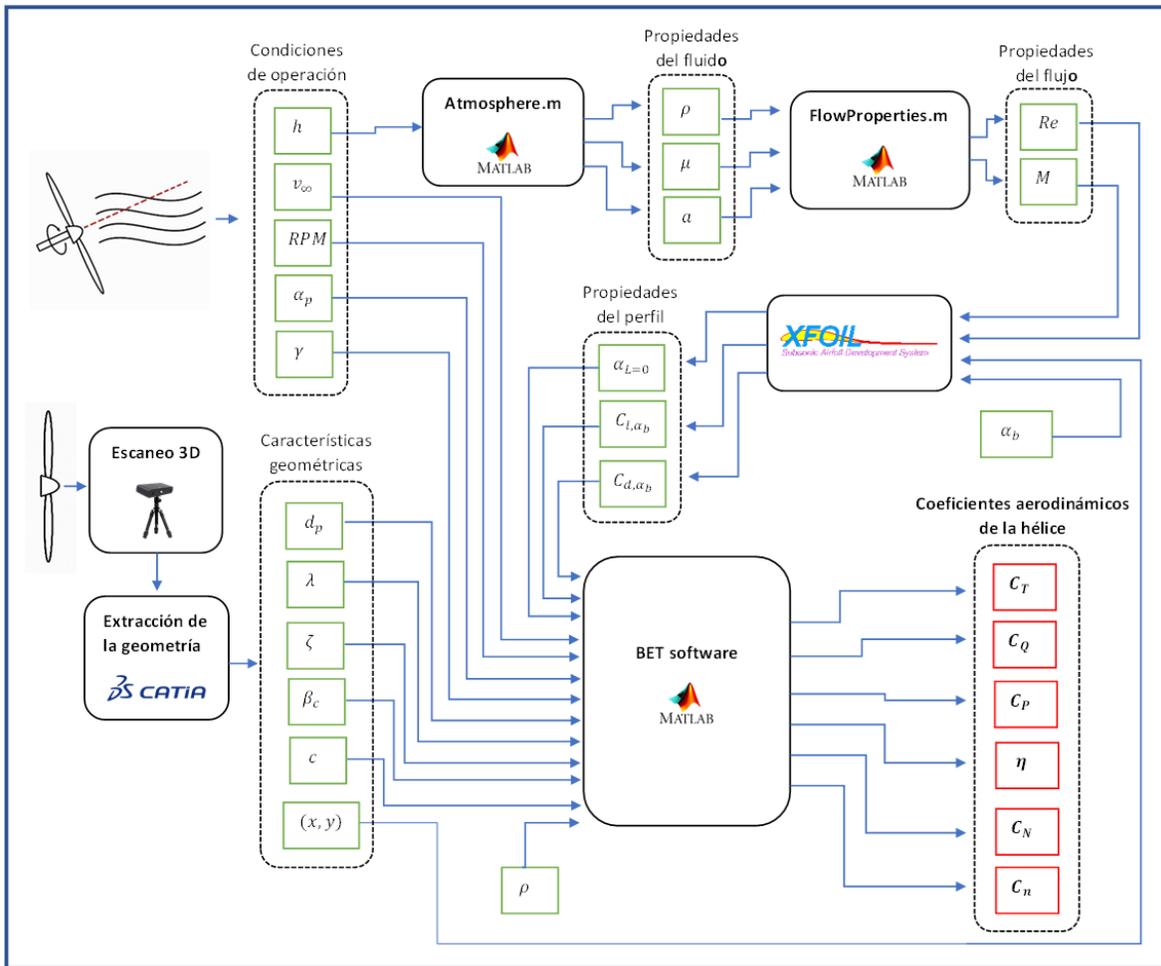


Figura 19. Entradas y salidas en el código implementado.

Después de diseñar el diagrama de bloques, se implementó el código utilizando las funciones de la librería de MATLAB para leer archivos de texto de XFOIL, para integrar numéricamente las variables globales del rendimiento de la hélice y para visualizar datos en gráficos. Además, se crearon otras funciones personalizadas que no forman parte de la librería de MATLAB. Con la ayuda de estas herramientas y siguiendo la estructura especificada a continuación, se logró implementar el código de manera eficiente y obtener los resultados esperados.

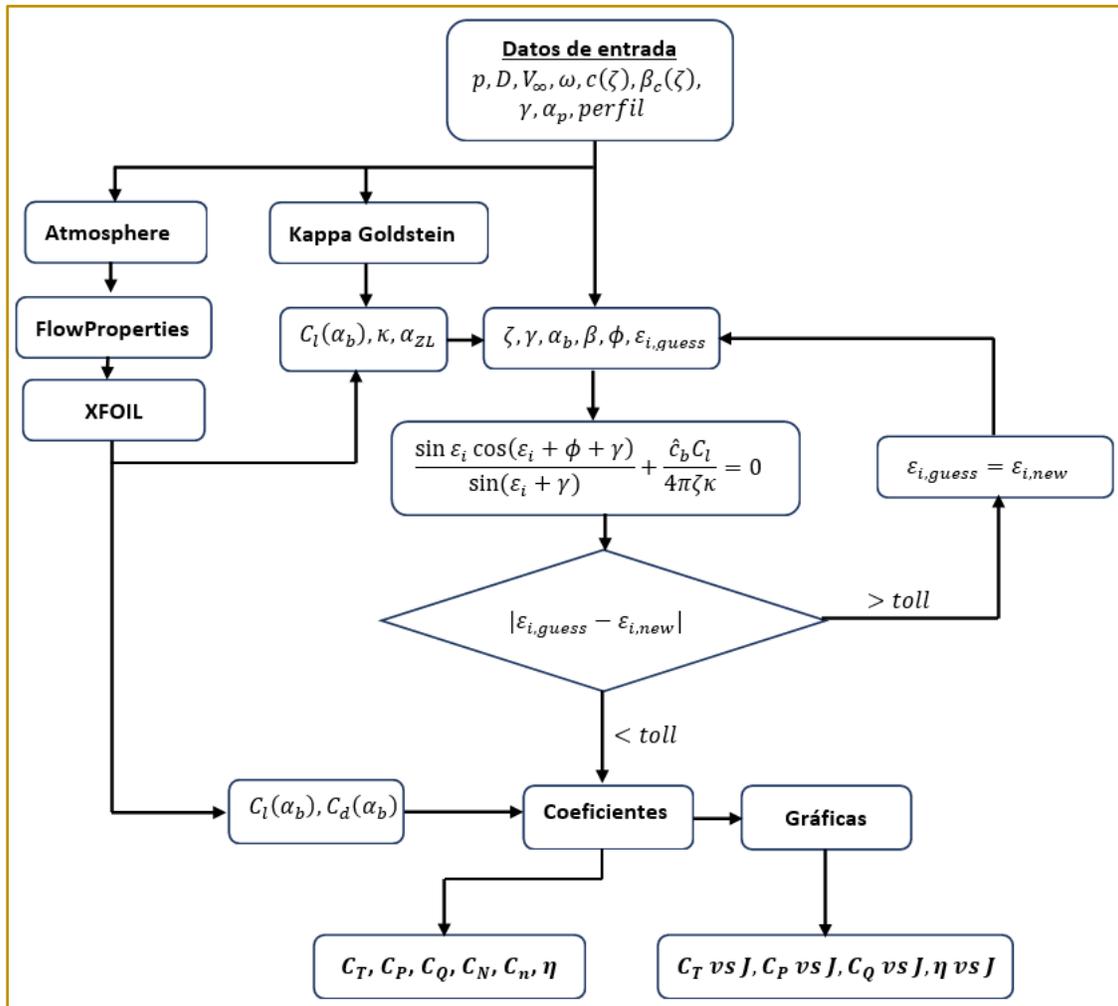


Figura 20. Algoritmo de cálculo de ecuaciones de BET

Las funciones desarrolladas en el programa son Atmosphere.m, KappaGoldstein.m, FlowProperties.m, Coeficientes.m y Graficas.m. La función Atmosphere.m recibe como entrada la altitud donde se está llevando a cabo la prueba de la hélice y retorna como salida la densidad, velocidad del sonido y viscosidad dinámica del fluido. Para calcular la densidad y la velocidad del sonido, se utilizó el modelo de atmósfera ISA y la viscosidad dinámica se calculó con el modelo matemático de Sutherland. Estos datos se envían a la función FlowProperties.m, que retorna los valores del número de Reynolds y Mach, que luego se utilizan junto con otros parámetros para ejecutar el software XFOIL. La función KappaGoldstein.m se encarga de calcular el factor kappa de Goldstein y la distribución de circulación a lo largo de una pala utilizando el modelo matemático disponible en el Anexo A. Como se muestra en el diagrama, para calcular el ángulo inducido, el código entra en un ciclo de iteración hasta que la diferencia entre el ángulo inducido adivinado y calculado sea menor a la tolerancia establecida. Una vez encontrado el ángulo inducido, se calculan otros parámetros que dependen de esta variable y que son necesarios junto con parámetros geométricos, condiciones de operación y parámetros aerodinámicos para la función Coeficientes.m, que retorna los valores de los coeficientes aerodinámicos de la hélice.

Finalmente, la función Graficas.m retorna las gráficas organizadas donde se muestran los coeficientes aerodinámicos de la hélice en función de la relación de avance.

9. DISEÑO DEL BANCO DE PRUEBAS

El diseño preliminar de banco de pruebas se realizó después de llevar a cabo una investigación de los trabajos existentes respecto a la construcción de banco de pruebas, los cuales se pueden revisar en detalle en la sección del estado de arte. La investigación concluyó que la mayoría de los bancos de prueba están diseñados para ensayos en condiciones estáticas y solo miden la fuerza de empuje, el torque y las RPM. Sin embargo, el banco de pruebas diseñado y construido en este proyecto permitirá obtener datos como la fuerza empuje, torque, fuerza normal, momento de guiñada (factor-P) y RPM, además de ser utilizado tanto en ensayos estáticos como dinámicos. Como se mencionó en la sección del marco teórico, la fuerza normal y momento de guiñada se presentan siempre y cuando el eje de rotación de la hélice y la dirección de velocidad de flujo libre no estén alineados; por lo tanto, el banco de pruebas cuenta con un mecanismo para cambiar el ángulo de la fuerza de empuje, puesto que no se puede modificar la dirección de flujo de aire dentro de la sección de pruebas del túnel de viento. Los detalles del diseño de banco de pruebas se describen a continuación.

9.1 Dimensionamiento

Las dimensiones generales de banco de pruebas se establecieron teniendo en cuenta las dimensiones de la sección de pruebas del túnel de viento existente en el laboratorio de aerodinámica de la UPB (ver Figura 21) y el mecanismo del cambio de ángulo de la dirección del empuje. A partir de estas consideraciones, se determinó que el diámetro máximo de la hélice adecuada para las pruebas dinámicas es de 305mm, ya que de lo contrario se puede afectar la formación de capa límite en las paredes del túnel de viento.

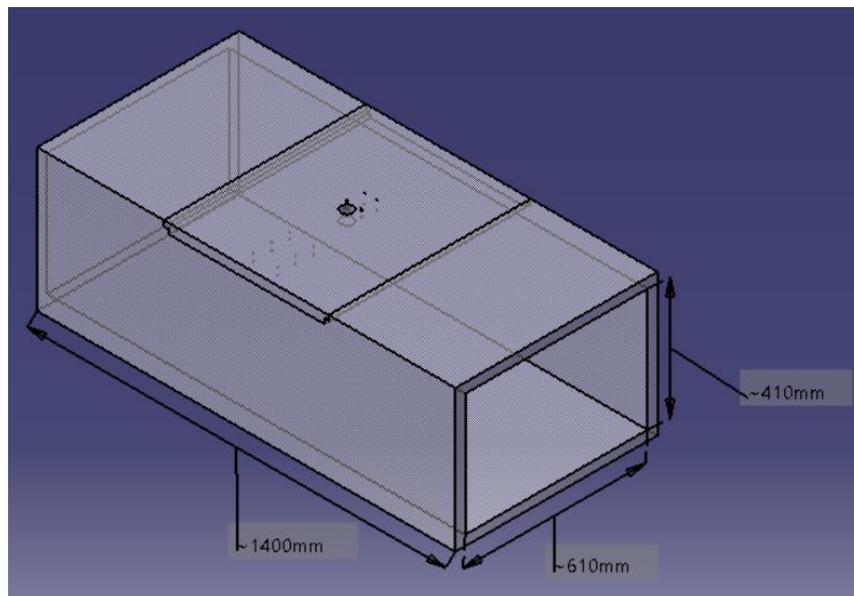


Figura 21. Dimensiones generales de la sección de pruebas del túnel de viento

9.2 Diseño asistido por computador

El diseño de banco de pruebas se realizó en CATIA. En la figura a continuación, se muestra el banco de pruebas y sus principales componentes, en los cuales se han coloreado en verde los sensores de fuerza para diferenciarlos del resto de la estructura. Los sensores de fuerza están ubicados cuidadosamente para medir las diferentes variables aerodinámicas generadas durante la operación de la hélice.

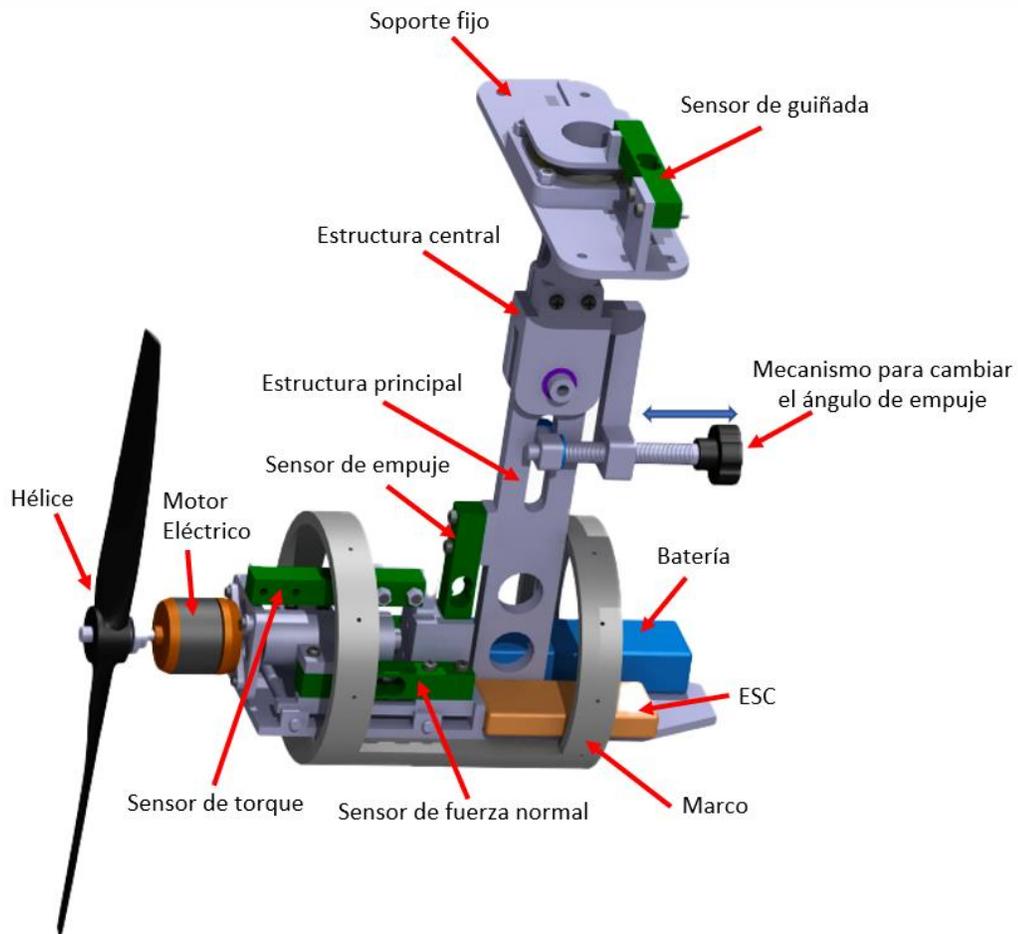


Figura 22. Vista isométrica de banco de pruebas y sus principales componentes

En el banco de pruebas, el motor eléctrico está montado en una estructura que puede girar libremente gracias a dos rodamientos. Estos rodamientos permiten que la estructura solo tenga un grado de libertad y permiten que gire con poca fricción. Durante el funcionamiento de la hélice, la estructura gira en sentido contrario a la velocidad angular debido al efecto de torque, lo que hace que entre en contacto con el sensor de torque aplicando una fuerza que es posteriormente registrada por este. La ubicación horizontal del sensor está determinada principalmente por las limitaciones del espacio y la dirección de la línea de acción de la fuerza generada por el torque.

Para medir la fuerza normal se utilizaron dos sensores de carga apoyados en la base de la estructura principal. Esto permite que los sensores no se deformen bajo el peso de la estructura en la que está montado el motor, evitando así que registren este peso como la fuerza normal. Además, se ha implementado en el código de Arduino la opción TARE como medida de precaución, en caso de que el peso de la estructura afecte los sensores de fuerza normal. Nuevamente, la ubicación y disposición horizontal del sensor de fuerza normal se debe a las limitaciones del espacio y a la dirección de la línea de acción de la fuerza normal. La línea de acción de la fuerza de empuje coincide con el eje de rotación de la hélice. Por lo tanto, para medir adecuadamente la fuerza de empuje, teniendo en cuenta las limitaciones de espacio dentro del banco de pruebas, se colocó el sensor en una disposición vertical, donde uno de sus extremos está conectado mecánicamente a la estructura principal y el otro extremo está unido a la estructura que sostiene el motor. Además, para evitar deformaciones del sensor debido al peso de la estructura que soporta el motor cuando se somete al banco de pruebas a diferentes ángulos de ataque, el sensor está apoyado en la estructura principal, como se muestra en la figura anterior.

Para cambiar el ángulo de ataque de la hélice, se utiliza un mecanismo que consta de una rosca y un soporte de sujeción. Al girar este mecanismo en una u otra dirección, se puede ajustar el ángulo de ataque según sea necesario. Para medir el valor del ángulo, se utiliza un dispositivo llamado "*digital pitch gauge*" de alta resolución que registra cualquier cambio en el ángulo, por pequeño que sea. Como se mencionó en la teoría, el funcionamiento de la hélice bajo un ángulo de ataque genera un momento de guiñada debido al empuje asimétrico de la hélice. La dirección de este momento es hacia la derecha cuando se mira desde la parte frontal del banco de pruebas con la hélice girando en sentido contrario a las manecillas del reloj. Este efecto se registra mediante un sensor situado en la parte superior del banco de pruebas o fuera de la sección de pruebas del túnel de viento. La disposición del sensor está determinada por la dirección del momento de guiñada y su ubicación se debe a la facilidad de diseño y manufactura de la pieza que lo soporta.

El banco de pruebas está diseñado para funcionar en condiciones dinámicas en la sección de pruebas del túnel de viento, por lo que se le ha equipado con un carenado que protege sus componentes, como la batería, el controlador de velocidad electrónico (ESC), el circuito eléctrico y otros. La figura a continuación muestra la estructura final del banco de pruebas y su ubicación dentro de la sección del túnel de viento.

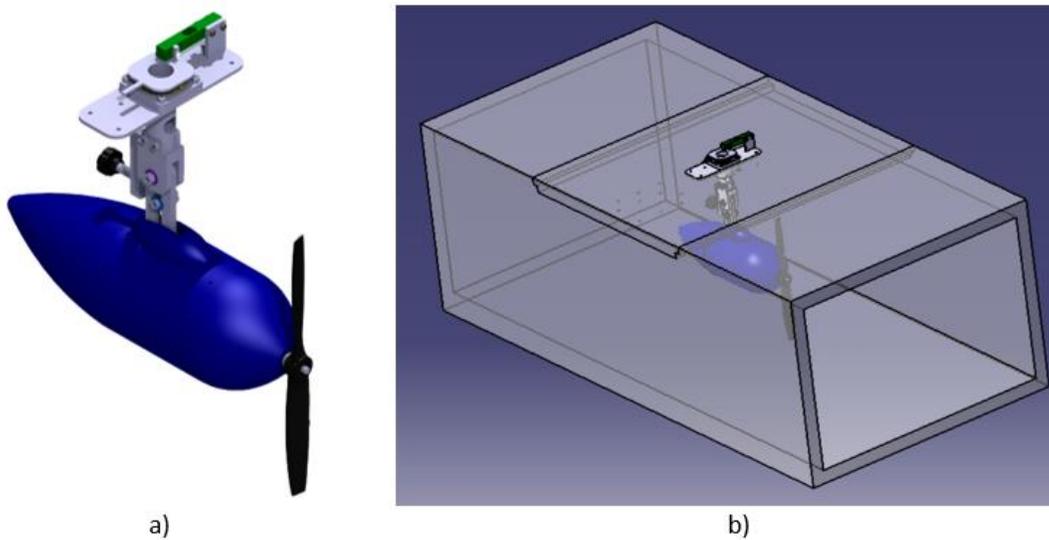


Figura 23. A) diseño final del banco de pruebas y b) Ubicación del banco de pruebas dentro de la sección de pruebas del túnel de viento

9.3 Operación

El banco de pruebas está diseñado para evaluar el rendimiento de hélices bajo condiciones estáticas y dinámicas a diferentes ángulos de la fuerza de empuje. Como se muestra en la Figura 24a, cuando se examina el rendimiento de la hélice en condiciones estáticas o dinámicas con un ángulo de ataque de la hélice igual a cero, se observa la generación de fuerza de empuje y torque. Sin embargo, en condiciones dinámicas con un ángulo de ataque diferente de cero (ver Figura 24b), además de la fuerza de empuje y el torque, también se producen la fuerza normal y el momento de guiñada.

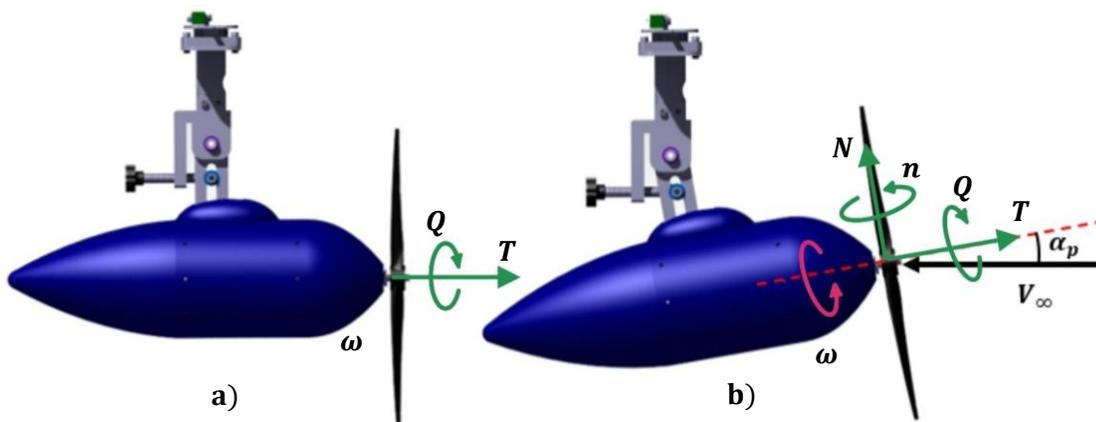


Figura 24. Banco de pruebas, a) prueba estática y b) prueba dinámica

9.4 Selección de materiales

Para la fabricación de elementos estructurales del banco de pruebas, se utilizó el acero A36. La elección de este material se basó en el costo de la manufactura, los costos de la materia prima y las limitaciones de costos del proyecto. El método de construcción seleccionado fue

el proceso de mecanizado, debido a su menor costo, para dar forma y acabado superficial a las piezas que componen el banco de pruebas. La unión mecánica de las piezas se llevó a cabo mediante la soldadura. A continuación, se presenta una tabla con las principales propiedades mecánicas del acero A36.

Tabla 1. Propiedades mecánicas del acero A36 [52]

Propiedades mecánicas	Valor	Unidad
Densidad	7.80	g/cc
Resistencia a tensión	250	MPa
Módulo de elasticidad	200	GPa
Relación de Poisson	0.26	—
Módulo de cizalla	79.3	GPa

Se utilizó impresión 3D para fabricar el carenado y la estructura que lo une a la estructura principal del banco de pruebas debido a su complejidad geométrica. Esto permitió una mayor precisión y rapidez en la fabricación de estas piezas.

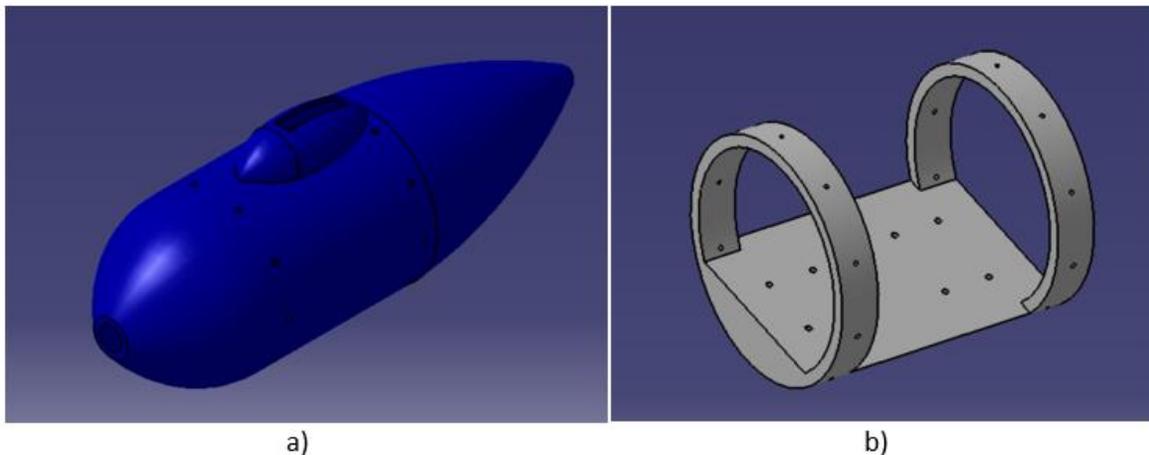


Figura 25. Elemento de banco de pruebas, a) carenado y b) marco (frame)

10. COMPONENTES ELÉCTRICOS

Para medir el rendimiento de la hélice, se utilizaron diferentes componentes, como celdas de carga, placas de desarrollo y buses. A continuación, se presenta una descripción detallada de cada uno de estos elementos.

10.1 Motor eléctrico

El motor eléctrico que se utilizó para impulsar la hélice fue un modelo brushless D3536 1000kV. La selección de este motor se basó en los datos predichos por la teoría del elemento de la pala (BET) para una hélice de 12X6. A continuación, se presenta el motor eléctrico junto con sus especificaciones técnicas.



- KV: 1000KV
- Peso: 102g
- Diámetro del eje: 5,0 mm
- Configuración: 12N 14P
- Tamaño del motor: $\Phi 35 \times 36$ mm
- Conector: enchufe macho de 3,5 mm
- voltios: 7.4 – 15v
- máxima tracción: 1160g
- potencia máxima: 432vatios
- Ecs: 50A
- Hélice: 11*5

Figura 26. Moto eléctrico tipo brushless [5]

10.2 Batería y variador de velocidad

Para alimentar el motor eléctrico y el variador de velocidad, se utilizó una batería de polímero de iones de litio o LiPo de tres celdas con salida de 11.1 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 variador 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 variador 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.

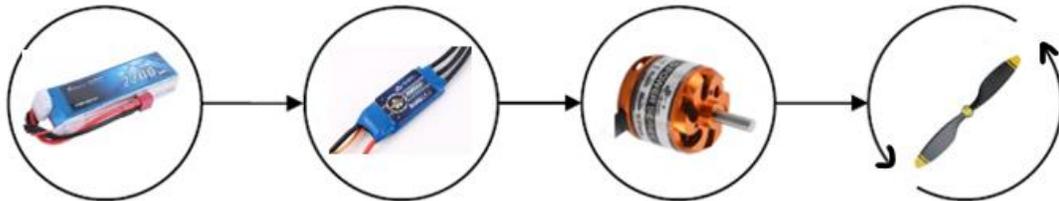


Figura 27. Elementos eléctricos utilizados en la instrumentación de banco de pruebas

10.3 Sensores de fuerza y módulos de carga HX711

Para medir el empuje, el torque, la fuerza normal y el momento de guiñada, el banco de pruebas cuenta con cinco sensores de carga, cada uno con una capacidad de 10kg. Estos sensores, también conocidos como celdas de carga, son transductores que convierten una fuerza en una señal eléctrica. La fuerza aplicada a la celda de carga deforma la galga extensiométrica, que genera una señal eléctrica que se puede relacionar con el valor de la fuerza aplicada. Las galgas extensiométricas están unidas a elementos estructurales, generalmente bloques de aluminio que se deforman cuando se aplica una fuerza y, a su vez, deforman la galga extensiométrica [53].

Para facilitar la lectura de la señal de las celdas de carga, se utilizó el módulo amplificador HX711 como transmisor entre las celdas de carga y el microcontrolador Arduino nano. Este módulo permite leer el peso en la celda de carga de manera sencilla y convierte la señal analógica en señal digital, lo que reduce la complejidad del procesamiento de señal y la hace

más tolerante al ruido y a las interferencias externas [54]. A continuación, se presenta un esquema de las conexiones entre la celda de carga y el módulo HX711:

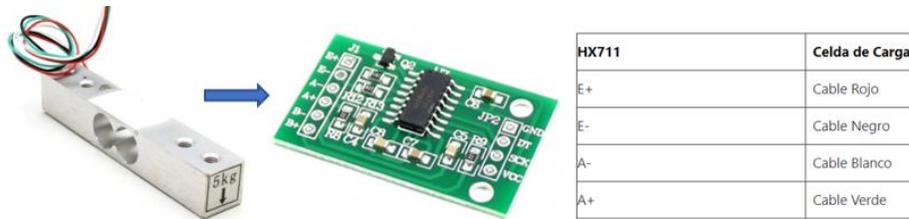


Figura 28. Conexión entre el sensor de carga y el módulo HX711

10.4 Tarjeta de desarrollo para la adquisición de datos

En este proyecto, se utilizó la tarjeta de desarrollo Arduino para organizar y visualizar los datos recogidos. La placa de Arduino se programó mediante el entorno de desarrollo Arduino IDE, donde se grabaron las instrucciones necesarias para el funcionamiento del sistema. En concreto, se utilizó dos placas de Arduino nano y una pro mini.

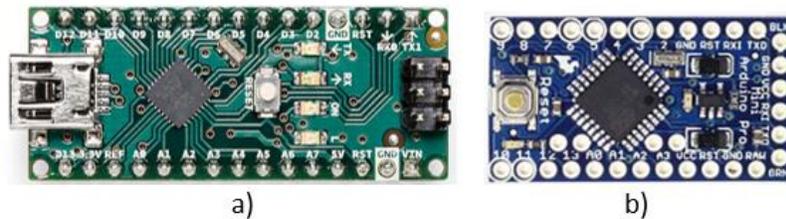


Figura 29. Tarjetas de desarrollo Arduino, a) Arduino nano y b) Arduino pro mini

10.5 Diagrama del circuito eléctrico del banco de pruebas

El circuito eléctrico implementado para el funcionamiento del banco de pruebas en este proyecto se visualiza en el siguiente diagrama de bloques. Este circuito está compuesto por diversos componentes, como fuentes de alimentación, sensores de carga, módulos amplificadores HX711 y microcontroladores, que se conectan secuencialmente para permitir el correcto funcionamiento del sistema. Los sensores de carga convierten las fuerzas aplicadas en señales eléctricas, que son enviadas a los módulos amplificadores HX711, que a su vez las convierten en señales digitales que son enviadas al microcontrolador Arduino nano para su procesamiento y visualización en un computador.

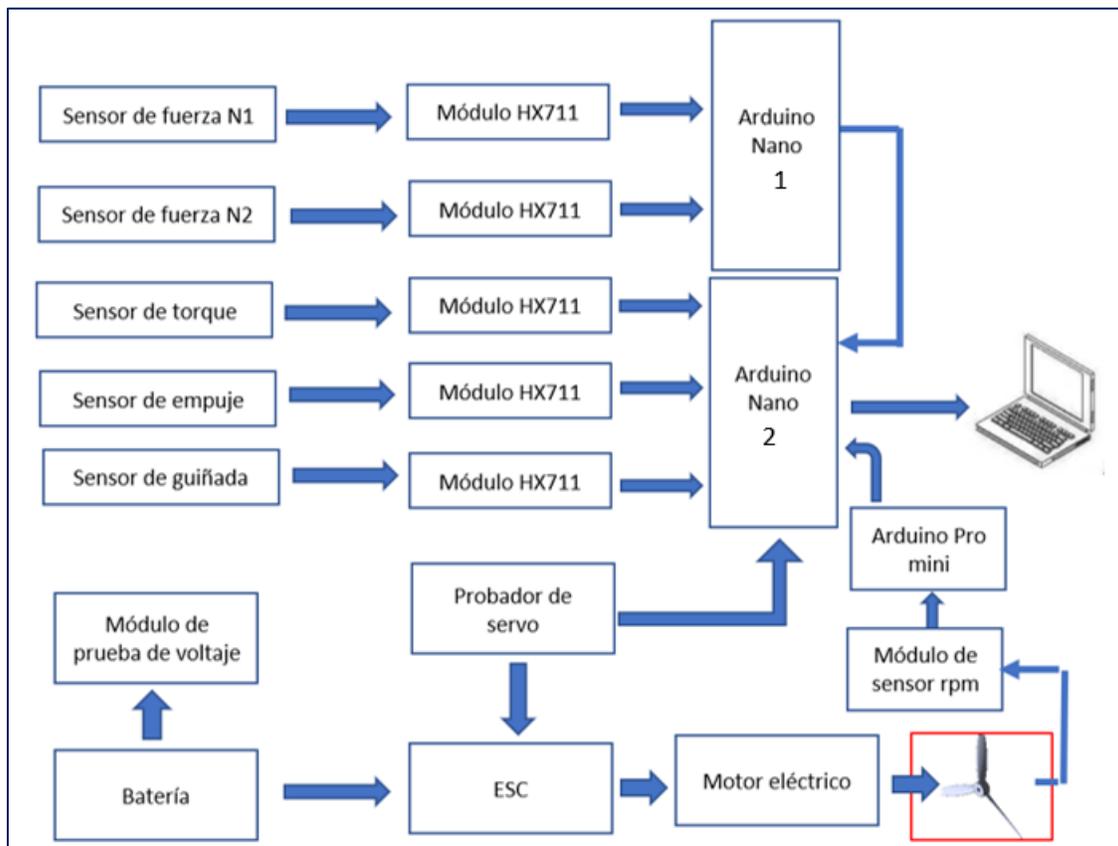


Figura 30. Diagrama de bloques del circuito eléctrico implementado en banco de pruebas.

El diagrama de bloque anterior muestra que para medir la fuerza normal se utilizó dos sensores de carga, mientras que, para medir el empuje, el torque y el momento de guiñada se utiliza un sensor para cada uno. Estos sensores se conectan a un módulo amplificador HX711 que aumenta la señal eléctrica y la envía a un microcontrolador Arduino nano. Además, el circuito incluye un probador de servos que permite cambiar manualmente la velocidad del motor a través del controlador de velocidad electrónica (ESC). Para monitorear la rotación del motor, se utilizó un sensor de obstáculos por infrarrojos que envía una señal digital alta al Arduino pro mini cuando detecta un obstáculo y una señal digital baja en caso contrario. Estos datos se procesaron para obtener el RPM de la hélice. También se incorpora un módulo de prueba de voltaje para monitorear la batería y garantizar su integridad. La Figura 30 detalla las conexiones entre los dispositivos electrónicos a través de cables eléctricos, y se utilizó una placa de circuito universal de 9x15 cm para acoplar los módulos HX711 y las placas de Arduino, esto con el objetivo de garantizar el correcto funcionamiento del sistema eléctrico. Los códigos implementados para el funcionamiento de cada Arduino se encuentran disponibles en el Anexo C.

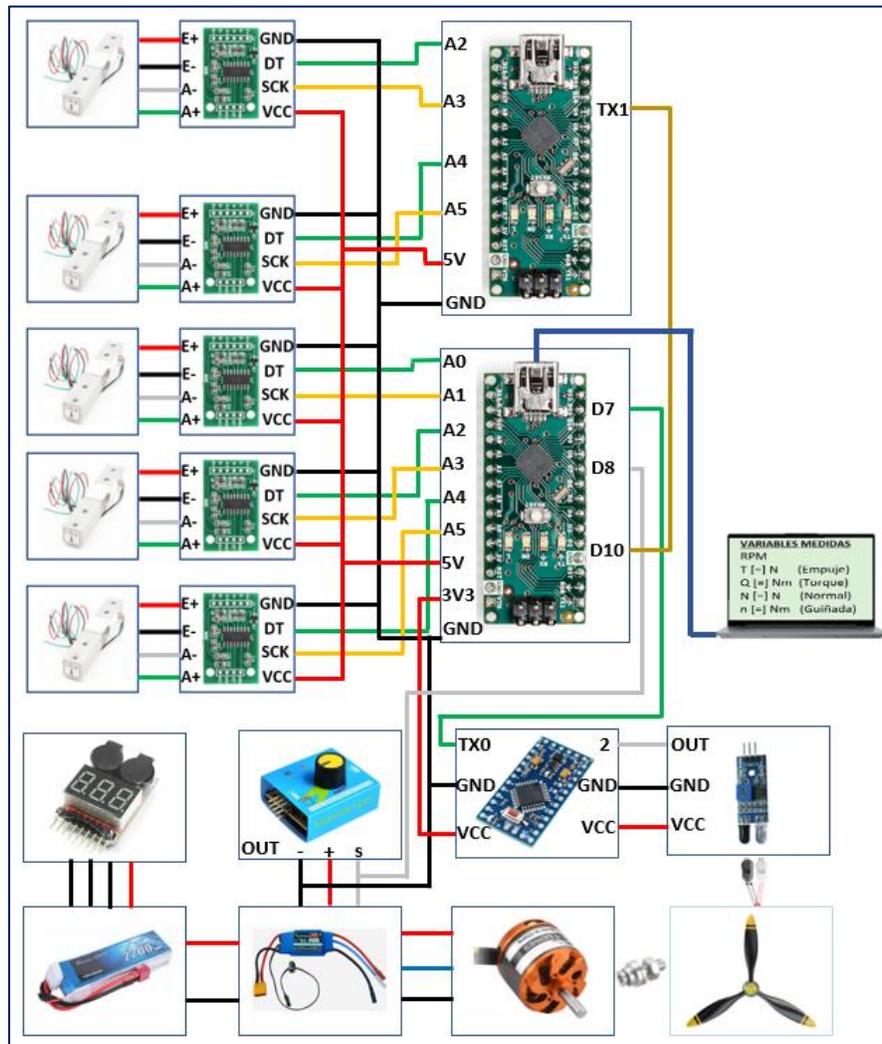


Figura 31. Sistema eléctrico del banco de pruebas.

10.6 Calibración de los sensores de carga

Antes de utilizar las celdas de carga, se llevó a cabo su calibración. El proceso de calibración consistió en encontrar un factor de escala que sirviera como una constante de conversión para transformar las lecturas de los sensores en valores con unidades de peso. Aunque todas las celdas de carga tienen la misma capacidad, se realizó el proceso de calibración para cada uno de ellos debido a que el factor de escala puede variar en función de la forma en que se instala cada uno.

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 utilizó una pesa de 8 kg para calibrar los sensores de carga de 10 kg del banco de pruebas.

Para obtener las lecturas del sensor, se utilizó un código en Arduino que incluye la función de TARE (ver Anexo C). El proceso de calibración se desarrolló de la siguiente manera: se conectó la celda de carga al módulo amplificador HX711 y al Arduino, y luego se conectó al computador para compilar el código en Arduino. Una vez que las lecturas del sensor se mostraron en el monitor serial, se ejecutó la función de TARE y se colocó la pesa de 8 kg sobre el sensor. Después de colocar la pesa, en el monitor serial se mostraron las lecturas del peso, pero estos eran valores sin escalar. Por lo tanto, se tomó un valor de esta lectura y se dividió por el peso conocido del objeto para encontrar el factor de escala, cuya fórmula es la siguiente:

$$\text{Factor de escala} = \frac{\text{Lectura del sensor}}{\text{Peso conocido del objeto}}$$

Una vez que se ha encontrado el factor de escala, se puede calcular el peso real de un objeto dividiendo el valor de la lectura del sensor por el factor de escala. De esta manera, se obtiene mediciones precisas del peso de cualquier carga que se coloque sobre el sensor, siempre y cuando su peso sea menor a la capacidad máxima del sensor. Cabe mencionar que la unidad de la lectura del peso real dependerá de la unidad del peso conocido del objeto que se utilizó para calcular el factor de escala. Por ejemplo, si se utilizó una pesa de 8 kg, la lectura del peso real estará en kilogramos.

11. RESULTADOS

11.1 Factor kappa de Goldstein y factor de pérdida de punta de Prandtl

En el marco teórico, se obtuvieron las ecuaciones (13) y (20) que pueden resolverse numéricamente utilizando el método de la secante para calcular los valores del ángulo inducido. Estas ecuaciones incluyen una constante conocida como el factor kappa de Goldstein, representado por κ . Sin embargo, debido a la complejidad de determinar esta constante, a menudo se utiliza su aproximación, conocida como el factor de pérdida de punta de Prandtl. La Figura 32a muestra una comparación gráfica entre estas dos constantes para una hélice de 9X4 y una relación de avance de 0.3.

La Figura 32a ilustra cómo se comportan los dos factores, el factor de Prandtl y el factor kappa de Goldstein, a lo largo de la pala. Estos factores tienen en cuenta aspectos geométricos como el número de palas y el ángulo de paso aerodinámico en la punta de la pala en el caso del factor de Prandtl, y el diámetro y las condiciones de operación en el caso del factor kappa de Goldstein. Se observa que el factor de Prandtl es menos preciso que el factor de Goldstein, ya que el primero es solo una aproximación. Por esta razón, se utilizó el factor de Goldstein en la implementación del código en MATLAB para obtener resultados más precisos.

La Figura 32b muestra el cambio en la circulación a lo largo de la pala de una hélice. Aunque el modelo de Goldstein es más preciso que el de Prandtl, también tiene sus desventajas, como ignorar las características geométricas de la pala. Sin embargo, nos permite tener una idea general acerca del comportamiento del fluido alrededor de la pala de una hélice en función

de la velocidad de avance. Esta figura también muestra que la circulación de Goldstein varía a lo largo de una pala debido a la variación en la velocidad y dirección del flujo de aire, y que la circulación es más intensa alrededor del 70% de la pala de la hélice. Por lo tanto, trabajar con una sección aerodinámica en ese porcentaje de la pala puede dar resultados razonables en cuanto al rendimiento de la hélice.

Según se observa en la Figura 32b, las dos gráficas de circulación sugieren que la pala genera sustentación cerca de la raíz. Sin embargo, esto no es correcto ya que esa parte de la hélice está cubierta por el *spinner* y, por lo tanto, no genera sustentación. Algunos trabajos han abordado el tema de mejorar el modelo de circulación de Goldstein teniendo en cuenta los detalles geométricos y la capacidad de carga de la hélice, como los realizados por [55], [56], [57].

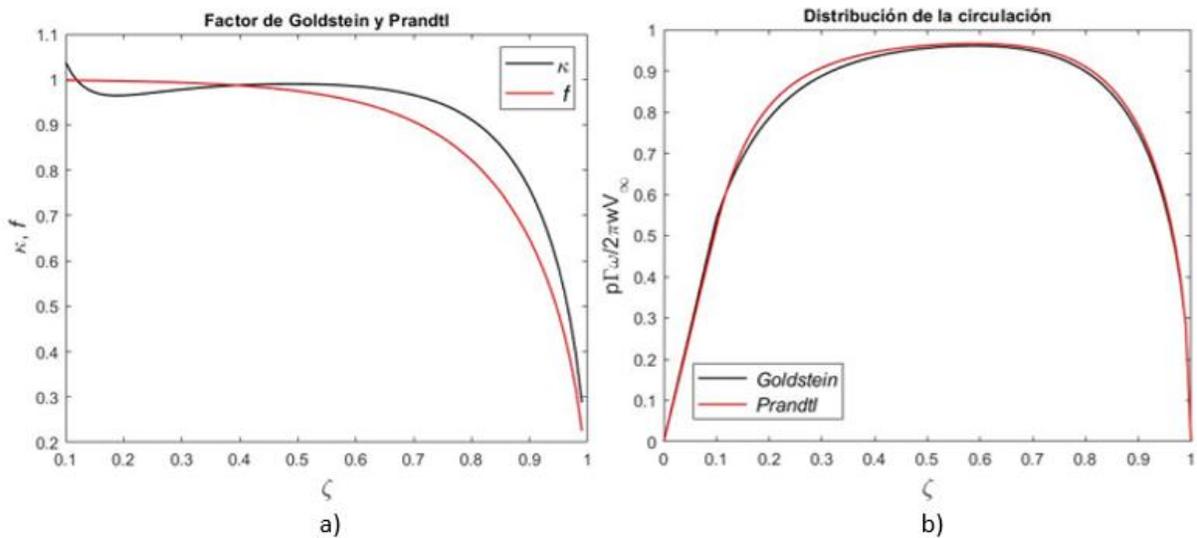


Figura 32. Gráfico de comparación entre los factores y la circulación en los modelos de Goldstein y Prandtl.

En las pruebas experimentales, se utilizó dos hélices Super Nylon de diferentes dimensiones: 9X4 y 9X5. Los detalles geométricos de estas hélices se encuentran en el anexo B. Las siguientes imágenes muestran las pruebas estáticas y dinámicas realizadas en la sección de pruebas túnel de viento del laboratorio.



Figura 33. Banco de pruebas montado en el túnel de viento subsónico de la UPB.

Las pruebas estáticas se llevaron a cabo en la sección de pruebas del túnel de viento del laboratorio, con una velocidad de aire igual a cero y bajo condiciones atmosféricas similares a las de la ciudad de Medellín. Durante la prueba estática, se registraron datos de empuje, torque y rpm de la hélice, que luego fueron procesados para obtener valores de los coeficientes de empuje, torque y potencia. Para asegurar que los sensores de carga funcionen correctamente, se compararon los datos experimentales obtenidos con los resultados empíricos existentes [58], [59], [60], [61].

11.2 Pruebas estáticas

Las pruebas estáticas se realizaron para las dos hélices mencionadas, variando el número de revoluciones de cada una. La siguiente figura muestra la curva del coeficiente de empuje para cada hélice en función del número de revoluciones. Los resultados de estas pruebas nos permiten evaluar el rendimiento de las hélices en condiciones estáticas a diferentes velocidades de giro, lo que es importante para su uso en aplicaciones aeronáuticas. Asimismo, estos resultados sirven de base para comparar con los resultados obtenidos en las pruebas dinámicas, en las que se evalúa el rendimiento de las hélices en condiciones similares al vuelo real y, de esta manera, analizar el comportamiento de la hélice en diferentes condiciones.

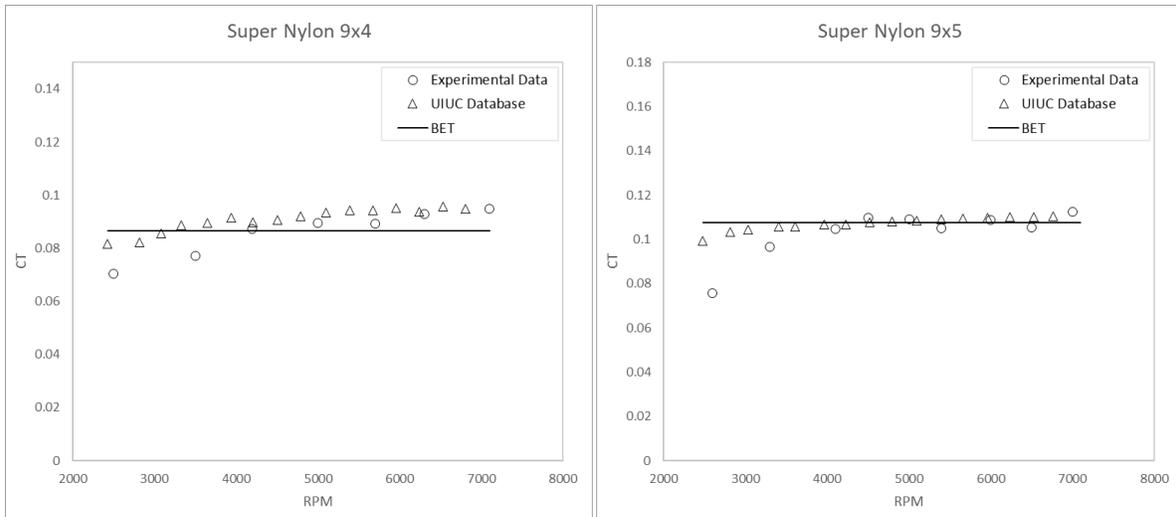


Figura 34. Coeficiente de empuje estático para las hélices 9X4 y 9X5.

La Figura 34 muestra, de manera comparativa, las curvas de coeficiente de empuje para diferentes valores de rpm. En esta figura, se puede observar que los datos estimados mediante la teoría del elemento de pala (BET) se aproximan bastante a los datos experimentales, lo que indica que esta teoría puede ser utilizada en el estudio numérico del rendimiento de las hélices sin perder precisión en los resultados. Sin embargo, al comparar los valores experimentales obtenidos en el banco de pruebas del presente proyecto con los datos experimentales existentes, se observa que, para valores bajos de rpm, existe una diferencia significativa entre ambos conjuntos de datos. Una de las posibles causas de esta diferencia podría ser la ubicación del sensor de empuje dentro del banco de pruebas, ya que es posible que esté sometido a cargas externas que afecten la medición de la fuerza de empuje. Además, se puede notar que la curva de los datos experimentales obtenidos tiende a oscilar, lo que podría deberse a la vibración del motor a altos valores de rpm, ya que el sensor de empuje está mecánicamente acoplado al soporte del motor.

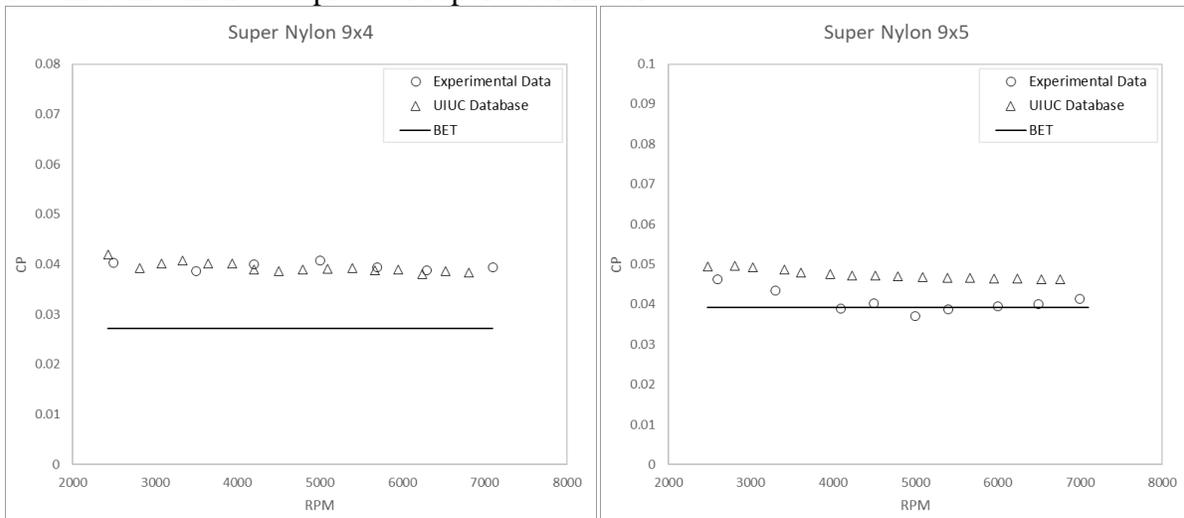


Figura 35. Coeficiente de potencia para las hélices 9X4 y 9X5.

En la Figura 35, se puede observar que los valores de coeficiente de potencia predichos por BET se encuentran bastante alejados de los datos experimentales para el caso de la hélice Super Nylon 9X4. Esto podría deberse a la simplificación que se realiza en el modelo matemático utilizado. Por otro lado, los datos experimentales obtenidos con el banco de pruebas del presente proyecto y los datos existentes se aproximan bastante entre sí. También se puede observar que los valores de coeficiente de potencia son más precisos que los valores del coeficiente de empuje, esto demuestra que el mecanismo de medición de torque es adecuado.

11.3 Pruebas dinámicas

Las pruebas dinámicas se realizaron dentro de la sección de pruebas del túnel de viento para diferentes valores de rotación de las hélices. El rango de velocidad de aire establecido para llevar a cabo estas pruebas fue entre 2 y 20m/s, con el objetivo de simular diferentes condiciones de vuelo. Los resultados obtenidos en estas pruebas permiten evaluar el rendimiento de las hélices en condiciones dinámicas y compararlos con los resultados obtenidos en las pruebas estáticas. De esta manera, se puede analizar cómo se comporta la hélice en diferentes situaciones y tomar decisiones para su optimización y mejora en el diseño.

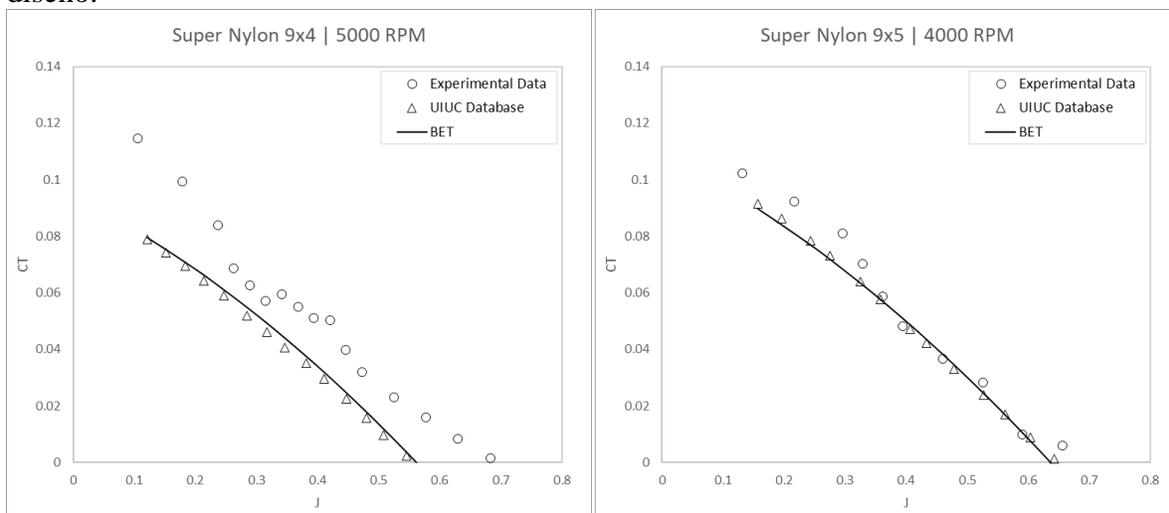


Figura 36. Coeficiente de empuje dinámico para hélice 9X4 y 9X5.

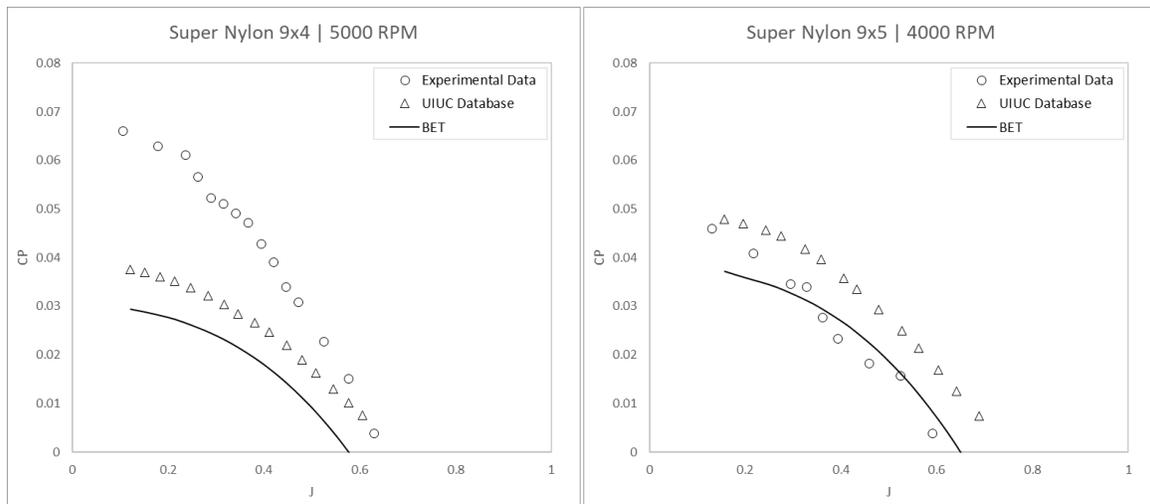


Figura 37. Coeficiente de potencia para para hélices 9X4 y 9X5.

A partir de las Figuras 36 y 37, se puede notar que los valores experimentales obtenidos con el banco de pruebas se encuentran bastante alejados de los datos empíricos existentes y de los datos predichos por la teoría del elemento de pala. Como se mencionó anteriormente, estos errores podrían estar causados por la vibración del motor y otros componentes del banco de pruebas cuando se realizan ensayos en altas velocidades del aire. Sin embargo, se puede observar la relación entre los coeficientes aerodinámicos de la hélice y la relación de avance, la cual depende principalmente de las condiciones de operación de la hélice y es directamente proporcional a su velocidad de avance. A medida que aumenta la relación de avance, el coeficiente de empuje y potencia disminuyen hasta llegar a ser igual a cero para un valor particular de la relación de avance; por lo tanto, el empuje y la potencia tienden a disminuir al aumentar la relación de avance.

11.3.1 Influencia de Gamma (γ) y suposición de normalidad de Goldstein

El software de BET se ejecutó a diferentes ángulos de gamma para evaluar la suposición de normalidad de Goldstein. Los resultados teóricos predichos por la simulación se compararon con los datos experimentales para observar gráficamente si la condición de normalidad se aproxima a la realidad.

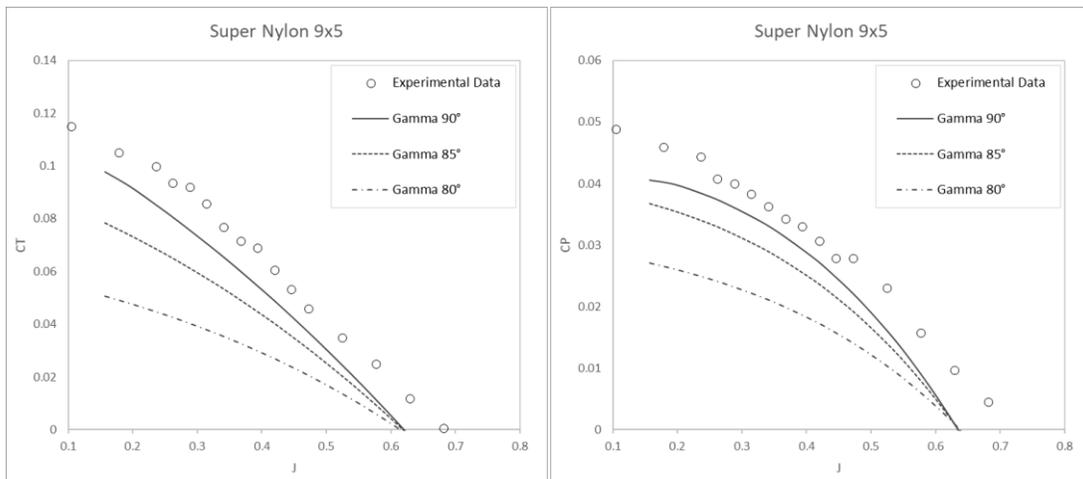


Figura 38. Suposición de la normalidad de Goldstein.

En la Figura 38 se observa que, a menores valores de gamma, los coeficientes predichos por la teoría disminuyen. Además, se puede ver que la curva para un gamma de 90° se acerca más a los resultados experimentales, por lo tanto, la hipótesis de normalidad puede asumirse como válida en el modelamiento matemático para el análisis del rendimiento de hélices.

11.3.2 Influencia del ángulo de ataque de la hélice

Se hicieron pruebas experimentales para evaluar la influencia de la inclinación de disco de la hélice en sus coeficientes aerodinámicos. Estas pruebas se realizaron para la hélice Super Nylon 9x5 variando la velocidad del túnel de viento, manteniendo una velocidad de rotación constante de 5000 RPM y cambiando el ángulo de inclinación de la hélice desde 0 hasta los 15° . Las mismas condiciones de operación se ingresaron como parámetros de entrada al software de cálculo implementado con el fin de obtener datos teóricos del rendimiento de la hélice a estas condiciones. Los resultados obtenidos se muestran a continuación en las Figuras 39 y 40:

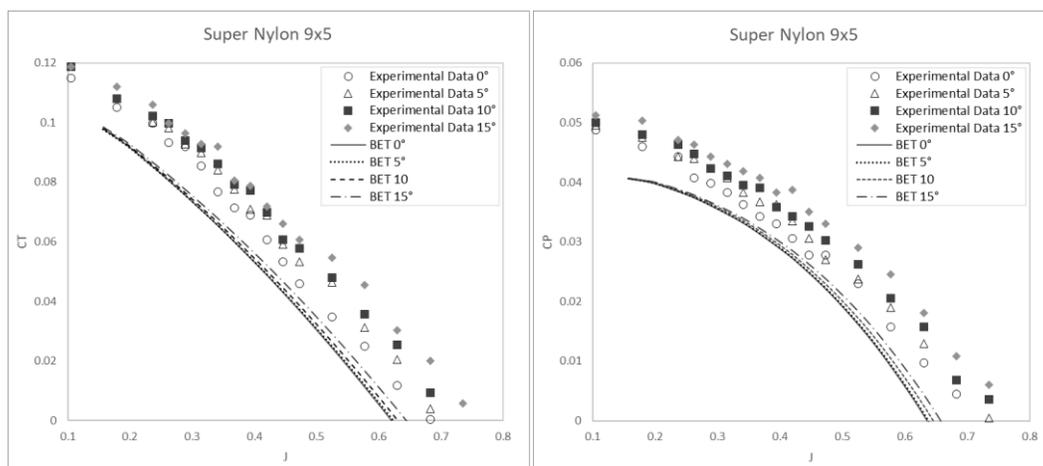


Figura 39. Coeficiente de empuje y potencia a diferentes ángulos de ataque.

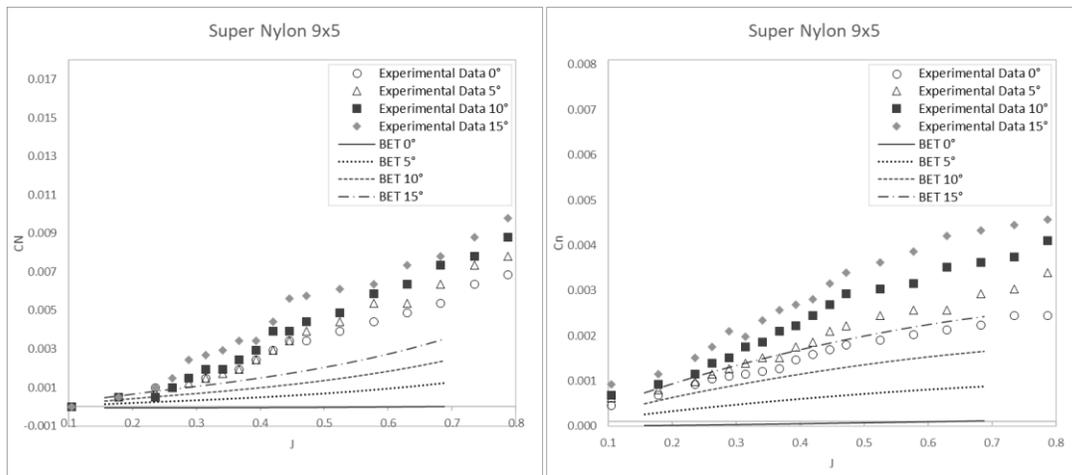


Figura 40. Coeficiente de fuerza normal y momento de guiñada a diferentes ángulos de ataque

La Figura 39 muestra que los coeficientes de empuje y potencia disminuyen a medida que aumenta la relación de avance, pero se incrementan cuando se aumenta el ángulo de inclinación de la hélice. Los resultados obtenidos mediante el software de BET predicen el comportamiento de los datos experimentales, aunque los valores teóricos son menores en comparación con los datos experimentales debido a las posibles fuentes de error mencionadas anteriormente.

La Figura 40 muestra que tanto el coeficiente de la fuerza normal como el coeficiente de momento de guiñada aumentan con el aumento de la velocidad del aire del túnel de viento y del ángulo de inclinación de la hélice. El modelo de BET proporciona estimaciones que reflejan el comportamiento de la hélice durante las pruebas, pero estos valores suelen ser menores que los obtenidos experimentalmente. En general, se puede ver que el modelo de BET desarrollado en este trabajo permite predecir el comportamiento del fenómeno físico, pero sus estimaciones suelen ser menores que los datos reales.

12. CONCLUSIONES

- Con los resultados obtenidos se vio que asumir γ a 90° presenta buenas aproximaciones. Por ello, la hipótesis de condición de normalidad de Goldstein se puede asumir sin afectar de manera significativa la precisión de los resultados.
- Los efectos del factor P y la fuerza normal son insignificantes cuando el ángulo de inclinación de la hélice es menor a 15° . Por lo tanto, la tendencia de giro hacia la izquierda que se produce en aeronaves pequeñas y aeromodelos puede deberse al efecto del *propwash*, en el que la componente circunferencial de la estela impacta directamente en el estabilizador vertical.
- Los resultados de la predicción mostraron una buena correlación con los datos experimentales y con la base de datos proporcionada por el grupo de aerodinámica de

la Universidad de Illinois. Por lo tanto, se concluye que la teoría de BET es juega un papel importante en el desarrollo de modelos de simulación para hélices.

- Las simplificaciones propuestas por Phillips ofrecen ventajas en términos de cálculo, ya que el software basado en su modelo matemático no requiere altos requerimientos de CPU y proporciona buenos resultados para la estimación del comportamiento de una hélice en ángulos de inclinación bajos. Por lo tanto, estas simplificaciones pueden utilizarse de manera efectiva en el diseño preliminar de sistemas propulsivos eléctricos.
- La aproximación de pérdida de punta de Prandtl proporciona resultados muy cercanos a la teoría desarrollada para el factor kappa de Goldstein, por lo que se recomienda utilizar esta aproximación en aplicaciones en las que se tengan limitaciones de CPU.

13. TRABAJOS FUTUROS

- En futuros trabajos se pretende mejorar el diseño de este prototipo, en particular en lo que respecta al mecanismo de cambio de ángulo de inclinación de la hélice. Se buscará reducir el tamaño del banco de pruebas mediante un análisis estructural más detallado. Además, se explorarán nuevos materiales y procesos de fabricación con el objetivo de reducir los costos y el peso del diseño.
- Por otro lado, se optimizará el sistema de adquisición de datos mediante la personalización de una tarjeta de desarrollo para obtener un sistema compacto y fiable. Además, se planea que los datos se transfieran directamente desde el prototipo a través de comunicaciones inalámbricas entre el microcontrolador y los dispositivos de visualización, en los cuales se implementarán interfaces interactivas.
- Se llevarán a cabo pruebas para evaluar cómo las variables geométricas y operacionales de una hélice influyen en su rendimiento. Además, se probarán ángulos de inclinación mayores para analizar el comportamiento de la hélice en esas condiciones de operación.
- Finalmente, se planea ampliar las capacidades de medición del prototipo para incluir la medición y el análisis de variables como vibraciones y ruido.

REFERENCIAS

- [1] J. Gundlach, Civil and Commercial Unmanned Aircraft Systems, AIAA Ed., 2016.
- [2] W. Khan and M. Nahon, "A propeller model for general forward flight conditions," *International Journal of Intelligent Unmanned Systems*, vol. 3 Iss 2/3, pp. 72-92, 2015.
- [3] W. F. Phillips, Mechanics of Flight, Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2004.
- [4] AliExpress, "Motor sin escobillas probador de tracción hélice hoja ESC banco de prueba 6-40V almacenamiento de datos RC parte para modelo de avión," [Online]. Available: <https://es.aliexpress.com/i/4000299611366.html?gatewayAdapt=glo2esp>. [Accessed 8 Septiembre 2022].
- [5] HobbyKing, "Turnigy Thrust Stand and Power Analyser v3," [Online]. Available: https://hobbyking.com/es_es/turnigy-thrust-stand-and-power-analyser-v3.html?__store=es_es. [Accessed 8 Septiembre 2022].
- [6] FOXTECH, "LY-70KGF Thrust Stand," [Online]. Available: <https://www.foxtechfpv.com/ly-70kgf-propulsion-system-test-platform.html>. [Accessed 8 Septiembre 2022].
- [7] Alibaba, "Mayatech MT10PRO model airplane propeller high precision motor tension test bench 5KG 10KG Rally meter current power," [Online]. Available: https://www.alibaba.com/product-detail/Mayatech-MT10PRO-model-airplane-propeller-high_1600231235320.html. [Accessed 8 Septiembre 2022].
- [8] TytoRobotics, "Products," [Online]. Available: <https://www.tytorobotics.com/>. [Accessed 8 Septiembre 2022].
- [9] D. E. Gamble and A. Arena, "Automated dynamic propeller testing at low reynolds numbers," *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2010.
- [10] Z. Liu, J. M. Moschetta, N. Chapman, R. Barènes and M. Xu, "Design of Test Benches for the Hovering Performance of Nano-Rotors," *International Journal of Micro Air Vehicles*, pp. 17-32, 2010.
- [11] A. Smedresman, D. Yeo and W. Shy, "Design, fabrication, analysis, and testing of a micro air vehicle propeller," *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2011.
- [12] B. Duvall, "Development and Implementation of a Propeller Test Capability for GL-10 "Greased Lightning" Propeller Design," *ODU Digital Commons-Mechanical & Aerospace Engineering Theses & Dissertations*, 2016.
- [13] W. A. J. Anemaat, M. Schuurman, W. Liu and A. Karwas, "Aerodynamic design, analysis and testing of propellers for small unmanned aerial vehicles," *AIAA SciTech Forum - 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2017.
- [14] A. Correia, "Development of a Test Bench for UAV Propulsion Systems Characterisation," *Técnico Lisboa*, 2017.
- [15] P. Ochoa U., "Desarrollo de banco de pruebas para hélices y motores de drones," *Repositorio Institucional Universidad EIA*, p. 70, 2018.
- [16] F. A. Ortiz, "Diseño y construcción de Banco de pruebas para hélices," *Repositorio de la Universidad de los Andes*, p. 28, 2018.
- [17] C. B. Benjamin, "Characterization and Optimization of a Propeller Test Stand," *Old Dominion University*, p. 147, 2019.
- [18] J. E. Guevara, "Diseño y construcción de banco de pruebas para la caracterización de hélices mediante torque y empuje," *Repositorio de la Universidad de Chile*, p. 54, 28 Enero 2019.

- [19] L. Boggero, S. Corpino, A. De Martin, G. Evangelista, M. Fioriti and M. Sorli, "A Virtual Test Bench of a Parallel Hybrid Propulsion System for UAVs," *Aerospace*, vol. 6, pp. 77-91, 2019.
- [20] G. Avanzini, A. Di Nisio, A. Lanzola and D. Stigliano, "A test-bench for battery-motor-propeller assemblies designed for multirotor vehicles," *Metrology for AeroSpace, MetroAeroSpace 2020 - Proceedings*, p. 6, 2020.
- [21] W. Jordan, S. Narsipur and R. Deters, "Aerodynamic and aeroacoustic performance of small uav propellers in static conditions," *AIAA AVIATION 2020 FORUM*, 2020.
- [22] M. Scanavino, A. Vilardi and G. Guglieri, "An Experimental Analysis on Propeller Performance in a Climate-controlled Facility," *Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications*, pp. 505-517, 2020.
- [23] M. Junior, R. Botez, R. Viso, J. C. Maunand and O. Carranza, "Blade element momentum new methodology and wind tunnel test performance evaluation for the UAS-S45 Bålaam propeller," *CEAS Aeronautical Journal*, 2020.
- [24] N. Wilbur, *Airplane propeller principles*, New York: Wiley, 1944.
- [25] F. Weick, *Aircraft propeller design*, New York and London : McGRAW-HILL BOOK COMPANY, INC., 1930.
- [26] J. Pauliny, "The overview of propellers in general aviation," *Chequia*, 2012.
- [27] L. A. Miró, "Mejoramiento de la simulación de fallas en el diagnóstico de turbinas de gas," México , 2011.
- [28] S. Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design. Applied Methods and Procedures*, Waltham: Butterworth-Heinemann, 2014.
- [29] Z. Czyż, P. Karpiński, K. Skiba and M. Wendeker, "Wind tunnel performance tests of the propellers with different pitch for the electric propulsion system," *Polonia* , 2021.
- [30] F. Weinig, *Aerodynamics of the propeller*, Estados Unidos , 1948.
- [31] F. E. Hitchens, *Propeller aerodynamics: the history, aerodynamics and operation of aircraft propellers*, Wellington, 2015.
- [32] Q. R. Wald, "The aerodynamics of propellers," *Progress in Aerospace Sciences*, pp. 85-128, 2006.
- [33] J. Anderson, *Introduction to flight*, Estados Unidos : McGraw-Hill Education, 2011.
- [34] L. Veldhuis, "Propeller wing aerodynamic interference," *Delft University of Technology* , 2005.
- [35] J. J. Bertin and R. M. Cummings, *Aerodynamics for engineers*, Estados Unidos : Cambridge University Press & Assessment, 2013.
- [36] S. Goldstein, "On the vortex theory of screw propellers," *The Royal Society*, pp. 440-465, 1929.
- [37] L. Prandtl and A. Betz, *Vier abhandlungen zur hydrodynamik und aerodynamik*, Alemania, 1927.
- [38] R. E. Pendley, "Effect of propeller-axis angle of attack on thrust distribution over the propeller disk in relation to wake-survey measurement of thrust," *National Advisory Committee for Aeronautics*, Estados Unidos, 1945.
- [39] H. B. Freeman, "The effect of small angles of yaw and pitch on the characteristics of airplane propellers," *National Advisory Committee for Aeronautics*, Estado Unidos, 1932.
- [40] J. L. Crigler and J. Gilman, "Calculation of aerodynamic forces on a propeller in pitch or yaw," *National Advisory Committee for Aeronautics*, Estados unidos, 1952.
- [41] M. B.W, *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*, New York: Wiley, 1955.
- [42] J. S. Denker, "See How It Flies," 1996-2014. [Online]. Available: <https://www.av8n.com/how/>

- . [Accessed 12 Septiembre 2022].
- [43] J. S. Inc, *Guided flight discovery: Private pilot handbook*, Canadá, 2004.
- [44] P. M. Sforza, *Theory of aerospace propulsion*, 2017.
- [45] C. Rodríguez, "Análisis de los modelos combinados en la teoría y el diseño de hélices," Francia, 2009.
- [46] P. Moriarty and A. Hansen, *AeroDyn theory manual*, Colorado, 2005.
- [47] L. Cattafesta, C. Bahr and J. Mathew, "Fundamentals of wind-tunnel design," Department of Mechanical and Aerospace Engineering, University of Florida, Gainesville, USA, 2010.
- [48] O. D. Imeida, F. C. D. Miranda, O. Ferreira Neto and F. G. Saad, "Low subsonic wind tunnel – Design and construction," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 10, 2018.
- [49] P. Krishna Bahumanyam, Y. Dutta Dwivedi and N. Kumar Mishra, "Design of supersonic wind tunnel using method of characteristics," *International Journal of Advanced Transport Phenomena*, vol. 01, no. 01, pp. 14-23, 2012.
- [50] J. P. Alvarado, C. Restrepo and C. Nieto, "Evaluation of the Wind Tunnel from the Universidad Pontificia Bolivariana (UPB)," Medellín, 2007.
- [51] O. Diaz, "El túnel de viento," 7 Octubre 2022. [Online]. Available: <http://angelesenlacabeza.blogspot.com/2012/10/tuneles-de-viento-ese-gran-desconocido.html>.
- [52] MatWeb, "Material property data," 5 Septiembre 2022. [Online]. Available: <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=afc003f4fb40465fa3df05129f0e88e6&ckck=1>.
- [53] "5Hertz Electrónica," 15 Octubre 2022. [Online]. Available: https://www.5hertz.com/index.php?route=tutoriales/tutorial&tutorial_id=3.
- [54] "Naylamp Mechatronics," 14 Octubre 2022. [Online]. Available: <https://naylampmechatronics.com/fuerza-peso/147-modulo-hx711-transmisor-de-celda-de-carga.html#:~:text=El%20m%C3%B3dulo%20HX711%20es%20un,%2C%20procesos%20industriales%2C%20industria%20m%C3%A9dica..>
- [55] T. Theodorsen, *The theory of propellers I : determination of the circulation function and the mass coefficient for dual-rotating propellers*, Washington, D . C: NASA, 1944.
- [56] B. W. McCormick, "The effect of a finite hub on the optimum propeller," Pensilvania, Estados Unidos, 1955.
- [57] V. L. Okulov, J. N. Sorensen and W. Z. Shen, "Extension of Goldstein's circulation function for optimal rotors with hub," 2018.
- [58] K. Tehrani, "Propellers in yawed flow at low speeds," Illinois, 2004.
- [59] J. B. Brandt, "Small-scale propeller performance at low speeds," Department of Aerospace Engineering, University of Illinois, Urbana, Illinois, 2005.
- [60] J. B. Brandt, R. W. Deters, G. K. Ananda, O. D. Dantsker and M. S. Selig, "UIUC Propeller Database UIUC Propeller Data Site," [Online]. Available: <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>.
- [61] J. B. Brandt and M. S. Selig, "Propeller performance data at low reynolds numbers," In 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Urbana, Illinois, 2011.
- [62] C. N. H. Lock, "Application of Goldstein's airscrew theory to desing," Londres, 1930.

ANEXOS

Anexo A. Ecuaciones matemáticas

1. Ecuaciones para el cálculo del factor kappa de Goldstein:

Los cálculos del factor kappa de Goldstein se implementaron en Matlab mediante el uso de las siguientes ecuaciones [36], [62]:

$$\kappa = \frac{1 + \mu^2}{\mu^2} \frac{p\Gamma\omega}{2\pi wV_\infty}$$

$$\frac{p\Gamma\omega}{2\pi wV_\infty} = \frac{8}{\pi^2} \sum_{m=0}^{\infty} \frac{T_{1,v}(v\mu)}{(2m+1)^2} + \frac{2}{\pi} \sum_{m=0}^{\infty} a_m \frac{I_v(v\mu)}{I_v(v\mu_0)}$$

Donde $v = p \left(m + \frac{1}{2}\right)$, I_v es la función modificada de Bessel de primer tipo; $T_{1,v}$ es la función de Goldstein y, w es la velocidad de la superficie helicoidal. Para calcular los coeficientes a_m se resuelve el siguiente sistema de ecuaciones lineales.

$$\begin{aligned} \frac{\pi}{4} \sum_{m=0}^{\infty} \left(\frac{(2m+1) \frac{I'_v(v\mu_0)}{I_v(v\mu_0)} - 2n \frac{K'_{pn}(pn\mu_0)}{K_{pn}(pn\mu_0)}}{4n^2 - (2m+1)^2} \right) a_m \\ = 2n \frac{K'_{pn}(pn\mu_0)}{K_{pn}(pn\mu_0)} \sum_{m=0}^{\infty} \frac{T_{1,v}(v\mu_0)}{(2m+1)^2 (4n^2 - (2m+1)^2)} \\ - \sum_{m=0}^{\infty} \frac{T'_{1,v}(v\mu_0)}{(2m+1)(4n^2 - (2m+1)^2)}, n = 1, 2, 3, 4, \dots \end{aligned}$$

En la ecuación anterior, K_v es la función modificada de Bessel de segundo tipo y el apóstrofe indica la derivada de la función correspondiente.

Las funciones de Goldstein son un conjunto de ecuaciones matemáticas que se utilizan en el estudio del movimiento de las hélices en función del número de palas que posean. Si la hélice tiene un número par de palas, se utiliza la primera ecuación de Goldstein, mientras que, si tiene un número impar de palas, se utiliza la segunda ecuación.

$$\begin{aligned} T_{1,v}(x) &= 1 - \sum_{k=0}^{\infty} \frac{(-1)^k \prod_{i=0}^k (v^2 - (2i)^2)}{x^{2k+2}} - (-1)^{\frac{v}{2}} v K_v(x) \\ T_{1,v}(x) &= \frac{v\pi}{2 \sin \frac{v\pi}{2}} I_v(x) - \sum_{k=1}^{\infty} \frac{x^{2k}}{\prod_{i=1}^k ((2i)^2 - v^2)} \end{aligned}$$

Otra forma de calcular los valores de la función de Goldstein es mediante la siguiente ecuación asintótica. Esta ecuación se utiliza para aproximar los valores de la función en situaciones en las que no es posible o no es conveniente calcularlos con las ecuaciones presentadas anteriormente.

$$T_{1,v}(x) = \tau_0(x) + \frac{\mu^2 \tau_2(x)}{x^2} + \dots + \frac{\mu^{r+2} \tau_{r+2}(x)}{x^{r+2}}$$

$$\tau_0(x) = \frac{x^2}{v^2 + x^2}$$

$$\tau_{r+2}(x) = \frac{v^2}{v^2 + x^2} \left(x^2 \frac{d^2 \tau_r(x)}{dx^2} + x \frac{d\tau_r(x)}{dx} \right)$$

1. Ecuaciones de la hélice para flujos oblicuos al disco de la hélice

Fuerza de empuje

$$T = \frac{\rho D^4 J^2}{8\pi} \left(\frac{\omega}{2\pi} \right)^2 \int_{\zeta_h}^1 \int_0^{2\pi} \hat{c}_b \frac{\sin^2(\varepsilon_i + \gamma)}{\sin^2 \gamma} \left[\left(\frac{\pi \zeta}{J} - \sin \alpha_p \sin \theta \right)^2 + \cos^2 \alpha_p \right] (C_l \cos \varepsilon_b - C_d \sin \varepsilon_b) d\theta d\zeta$$

Torque

$$Q = \frac{\rho D^5 J^2}{16\pi} \left(\frac{\omega}{2\pi} \right)^2 \int_{\zeta_h}^1 \int_0^{2\pi} \hat{c}_b \zeta \frac{\sin^2(\varepsilon_i + \gamma)}{\sin^2 \gamma} \left[\left(\frac{\pi \zeta}{J} - \sin \alpha_p \sin \theta \right)^2 + \cos^2 \alpha_p \right] (C_l \sin \varepsilon_b + C_d \cos \varepsilon_b) d\theta d\zeta$$

Potencia

$$P = Q\omega$$

Fuerza normal

$$N = -\frac{\rho D^4 J^2}{8\pi} \left(\frac{\omega}{2\pi} \right)^2 \int_{\zeta_h}^1 \int_0^{2\pi} \hat{c}_b \frac{\sin^2(\varepsilon_i + \gamma)}{\sin^2 \gamma} \left[\left(\frac{\pi \zeta}{J} - \sin \alpha_p \sin \theta \right)^2 + \cos^2 \alpha_p \right] (C_l \sin \varepsilon_b + C_d \cos \varepsilon_b) \sin \theta d\theta d\zeta$$

Factor-P o momento de guiñada

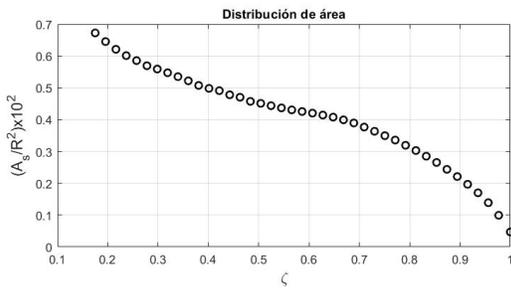
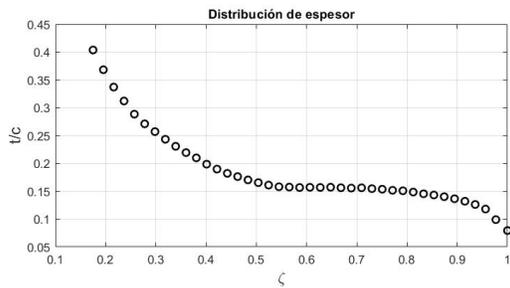
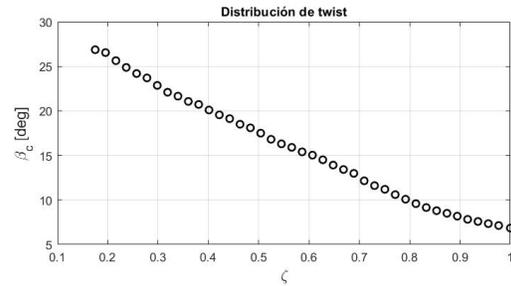
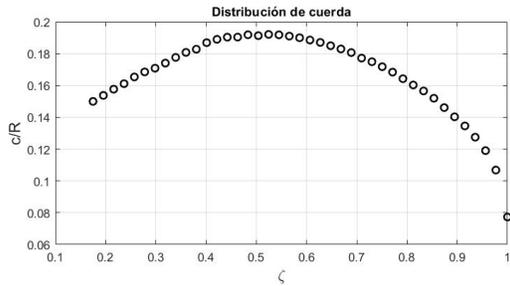
$$n = \frac{\rho D^5 J^2}{16\pi} \left(\frac{\omega}{2\pi} \right)^2 \int_{\zeta_h}^1 \int_0^{2\pi} \hat{c}_b \frac{\sin^2(\varepsilon_i + \gamma)}{\sin^2 \gamma} \left[\left(\frac{\pi \zeta}{J} - \sin \alpha_p \sin \theta \right)^2 + \cos^2 \alpha_p \right] (C_l \cos \varepsilon_b - C_d \sin \varepsilon_b) d\theta d\zeta$$

2. Parámetros adimensionales utilizadas en el análisis del rendimiento de las hélices

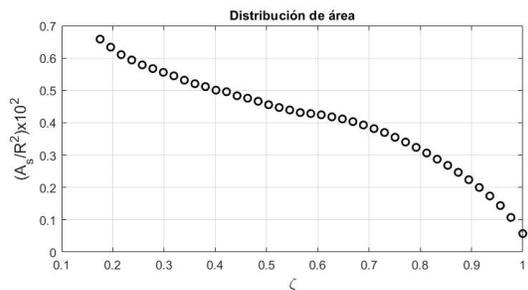
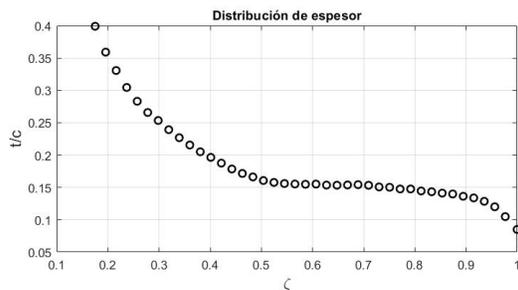
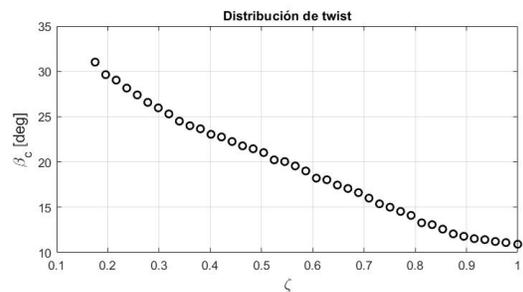
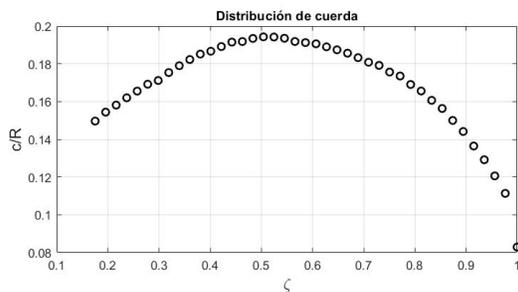
Parámetros adimensionales	
Coeficiente de empuje	$C_T = \frac{T}{\rho \left(\frac{\omega}{2\pi}\right)^2 D^4}$
Coeficiente de torque	$C_Q = \frac{Q}{\rho \left(\frac{\omega}{2\pi}\right)^2 D^5}$
Coeficiente de potencia	$C_P = \frac{2\pi Q}{\rho \left(\frac{\omega}{2\pi}\right)^2 D^5} \text{ o } C_P = \frac{Q\omega}{\rho \left(\frac{\omega}{2\pi}\right)^3 D^5}$
Coeficiente de fuerza normal	$C_N = \frac{N}{\rho \left(\frac{\omega}{2\pi}\right)^2 D^4}$
Coeficiente de guiñada	$C_n = \frac{n}{\rho \left(\frac{\omega}{2\pi}\right)^2 D^5}$
Eficiencia de propulsión	$\eta = \frac{C_T J}{C_P}$
Relación de avance	$J = \frac{2\pi V_\infty}{\omega D}$

Anexo B. Geometría de las hélices

a) Características geométricas de la hélice Super Nylon 9X4



b) Características geométricas de la hélice Super Nylon 9X5



Anexo C. Códigos en entorno Arduino

1. Código para la calibración de la celda de carga

Este código incluye la biblioteca "HX711.h" que contiene funciones para trabajar con una balanza que utiliza el chip HX711:

```
////
#include "HX711.h" // Incluye HX711 para interactuar con la celda de carga
HX711 balanza; // Crea una instancia de la clase HX711 llamada balanza
void setup() {
  Serial.begin(9600);
  balanza.begin(A4, A5); // Inicializa la balanza en los pines de entrada A4 y A5
  Serial.print("Lectura del valor del ADC:t");
  Serial.println(balanza.read());
  Serial.println("No ponga ningún objeto sobre la balanza");
  Serial.println("Destarando...");
  balanza.set_scale ();
  balanza.tare(20); // Establece el peso actual de la balanza como tara
  // después de promediar 20 muestras
  Serial.println("Coloque un peso conocido:");
}
void loop() { // La función se ejecuta continuamente en un bucle infinito
  Serial.print("Valor de lectura: t");
  Serial.println(balanza.get_value(10),0); // Imprime la lectura de la celda
  // de carga como un número entero después promediar 10 muestras
  delay(100);
}
////
```

1. Código Arduino 1 (slave)

```
////
#include "HX711.h" // Incluye la librería HX711
//Crea dos instancias de la clase HX711, una para cada amplificador
HX711 balanza_1;
HX711 balanza_2;
float pesoCalibrado = 5; //peso conocido en kilogramos
float valorLectura_1;
float valorLectura_2;
float escala_1 = 1;
float escala_2 = 1;
void setup() {
  Serial.begin(9600);
  // inicializa los amplificadores
```

```

balanza_1.begin(A2, A3);
balanza_2.begin(A4, A5);
delay(1000);
balanza_1.set_scale(223009);
balanza_2.set_scale(207806);
balanza_1.tare(20); //El peso actual es considerado Tara.
balanza_2.tare(20);
delay(1000);
}

void loop() {
// Realiza la lectura y saca el promedio de 20 muestras (suma las dos celdas)
  Serial.println( ((balanza_1.get_units(20)) + (balanza_2.get_units(20))), 3 );
}
////

```

1. Código Arduino 2 (principal)

```

////
#include "HX711.h"
#include <SoftwareSerial.h>
SoftwareSerial mySerial(2, 10); // RX, TX
SoftwareSerial tachometer(7, 11); // RX, TX
String data;
HX711 balanza_3;
HX711 balanza_4;
HX711 balanza_5;
float pesoCalibrado = 8; //peso conocido en kilogramos
String rpm;
String readString;
char data_rpm;
void setup() {
  Serial.begin(57600);
  mySerial.begin(57600);
  tachometer.begin(9600);
  pinMode(10, INPUT);
  balanza_3.begin(A2, A3);
  balanza_4.begin(A4, A5);
  balanza_5.begin(A0, A1);
  Serial.println("BANCO DE PRUEBAS INICIANDO...");
  Serial.println(balanza_3.read());
  Serial.println(balanza_4.read());
  Serial.println(balanza_5.read());
  Serial.println("No ponga ningún objeto sobre la balanza");
  delay(1000);
  Serial.println("Iniciando...");
  balanza_3.set_scale(204614);

```

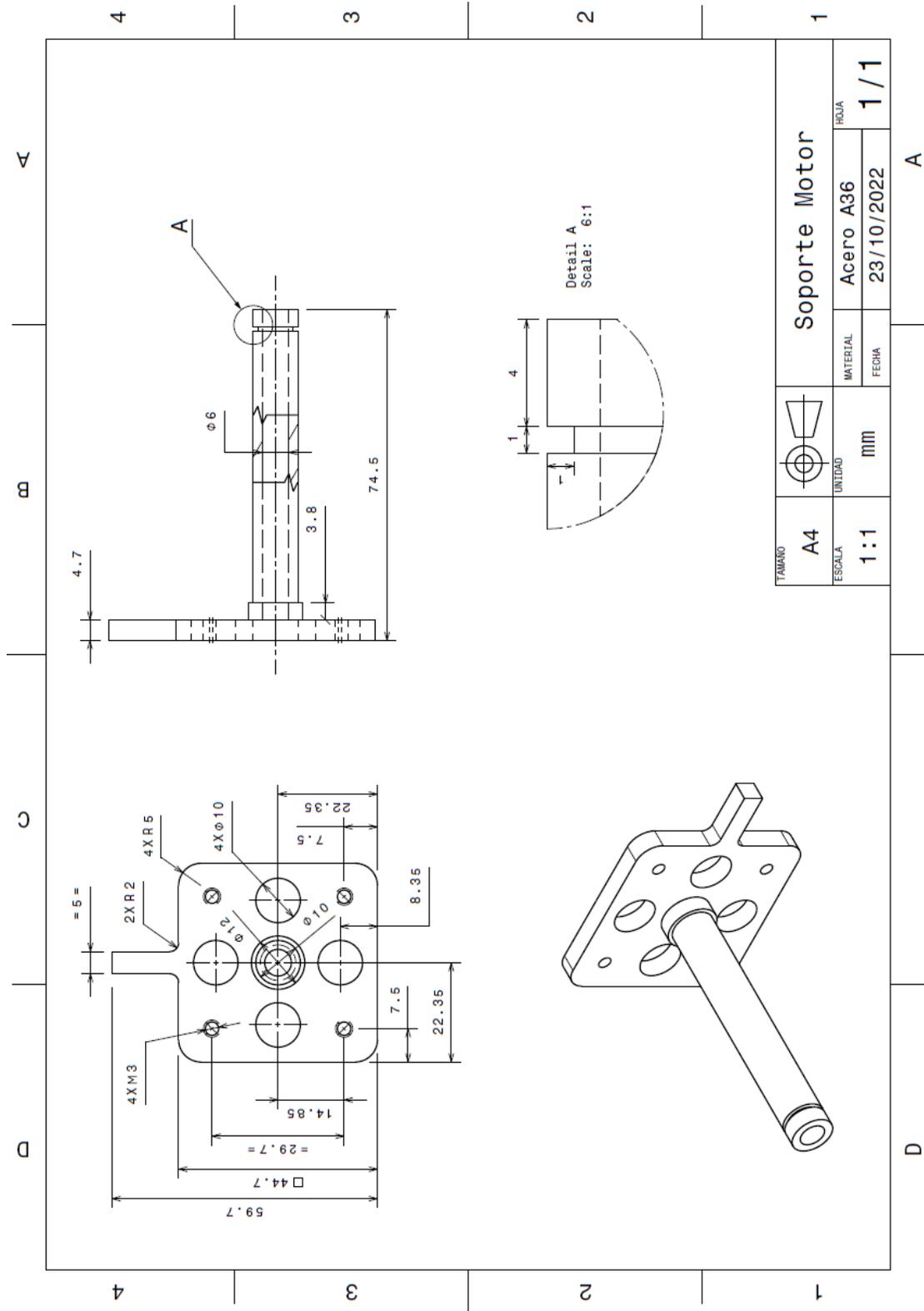
```

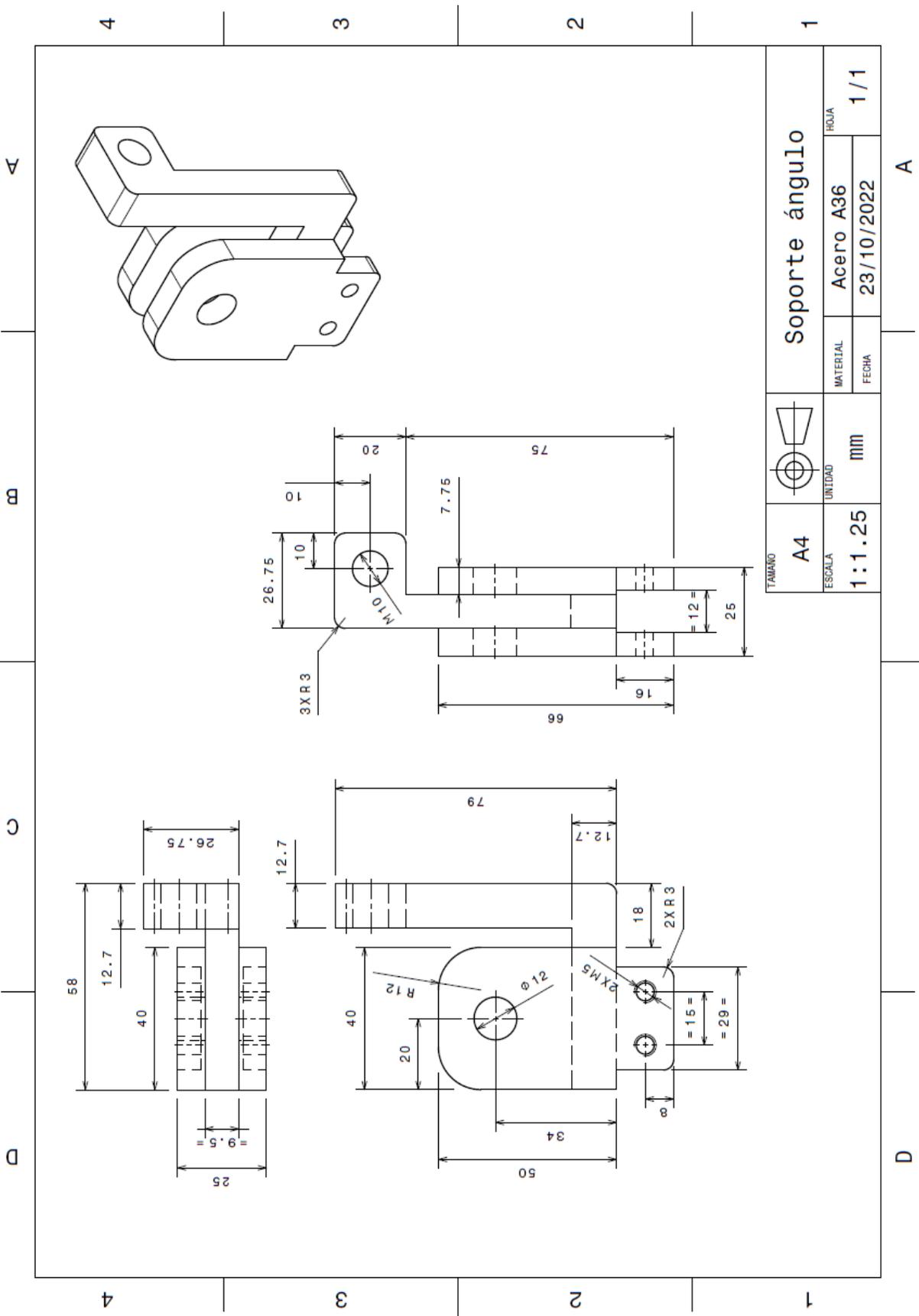
balanza_4.set_scale(215044);
balanza_5.set_scale(201412);
balanza_3.tare(20);
balanza_4.tare(20);
balanza_5.tare(20);
delay(1000);
Serial.println("Preparado para iniciar:");
}
void loop() {
int pwm_value = pulseIn(10, HIGH, 150000);
int pwm_p = map(pwm_value, 885, 2110, 0, 100);
int rpm_value = -0.0032*pow(pwm_value,2) + 16.845*pwm_value - 12400;

Serial.println(" ----- ");
Serial.print("PWM: ");
Serial.print(pwm_value);
Serial.println(" ms");
Serial.print("PWM: ");
Serial.print(pwm_p);
Serial.println("%");
Serial.print("RPM: ");
while (tachometer.available() > 0){
rpm = tachometer.readStringUntil('\n');
}
Serial.print(rpm);
Serial.println(" RPM");
if (Serial.available()>0){
data=Serial.readStringUntil('/');
Serial.print("Peso balanza 1: ");
Serial.println(data);
//Serial.println(" kg NORMAL");
}
Serial.print("Peso balanza 3: ");
Serial.print(balanza_3.get_units(20),3);
Serial.println(" kg TORQUE");
Serial.print("Peso balanza 4: ");
Serial.print(-balanza_4.get_units(20),3);
Serial.println(" kg EMPUJE");
Serial.print("Peso balanza 5: ");
Serial.print(balanza_5.get_units(20),3);
Serial.println(" kg YAW");
Serial.println(" ----- ");
}
////

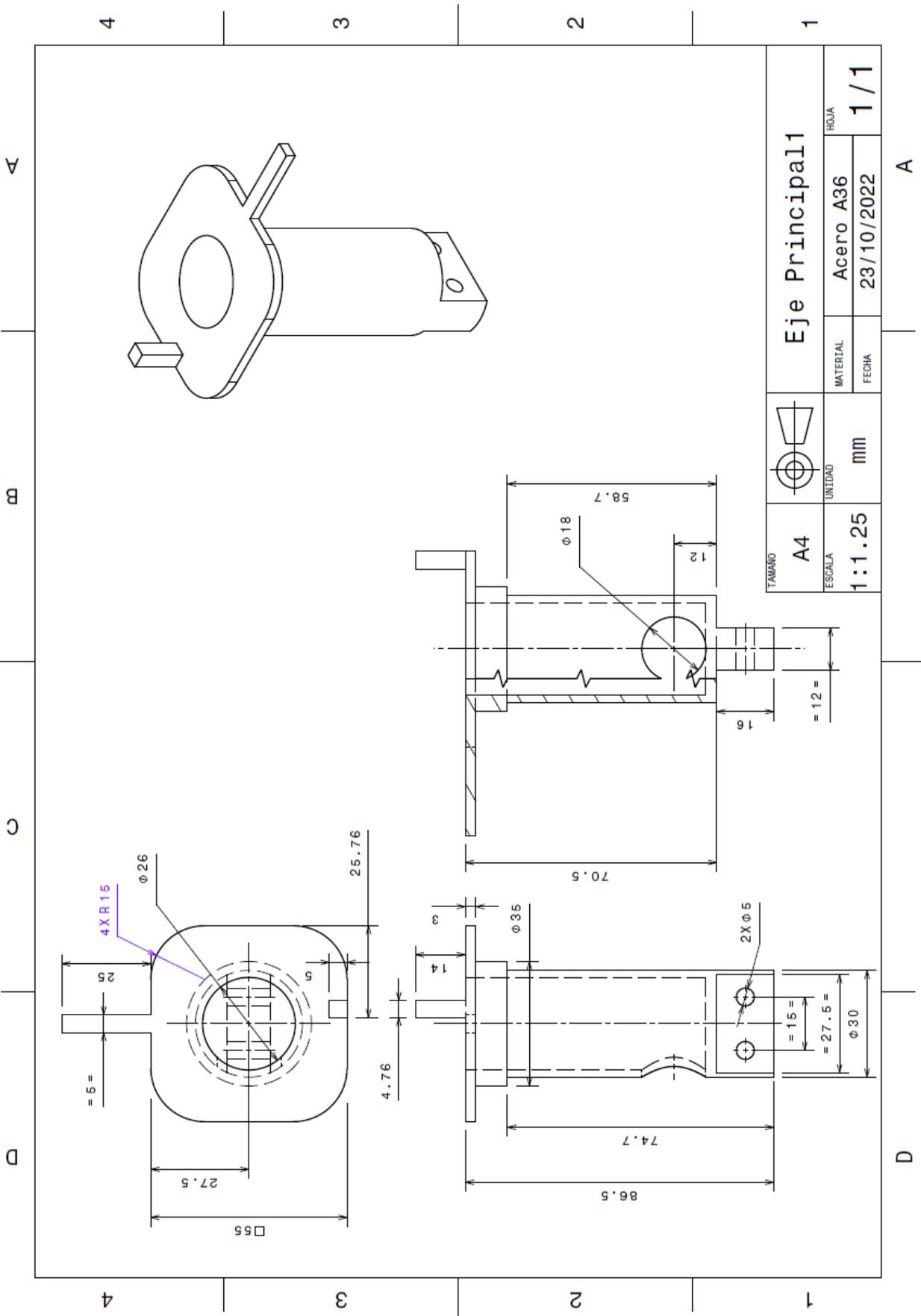
```

Anexo D. Planos Banco de pruebas

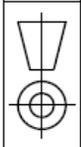




TAMBIEN		Soporte ángulo	
ESCALA	UNIDAD	MATERIAL	HOLDA
A4	mm	Acero A36	1/1
ESCALA	UNIDAD	FECHA	
1:1.25	mm	23/10/2022	



Eje Principal1		HOJA	
MATERIAL	Aceero A36	FECHA	23/10/2022
FECHA	23/10/2022	1 / 1	
TAMANO	A4	UNIDAD	mm
ESCALA	1:1.25		



A

D

A

D

B

C

4

3

2

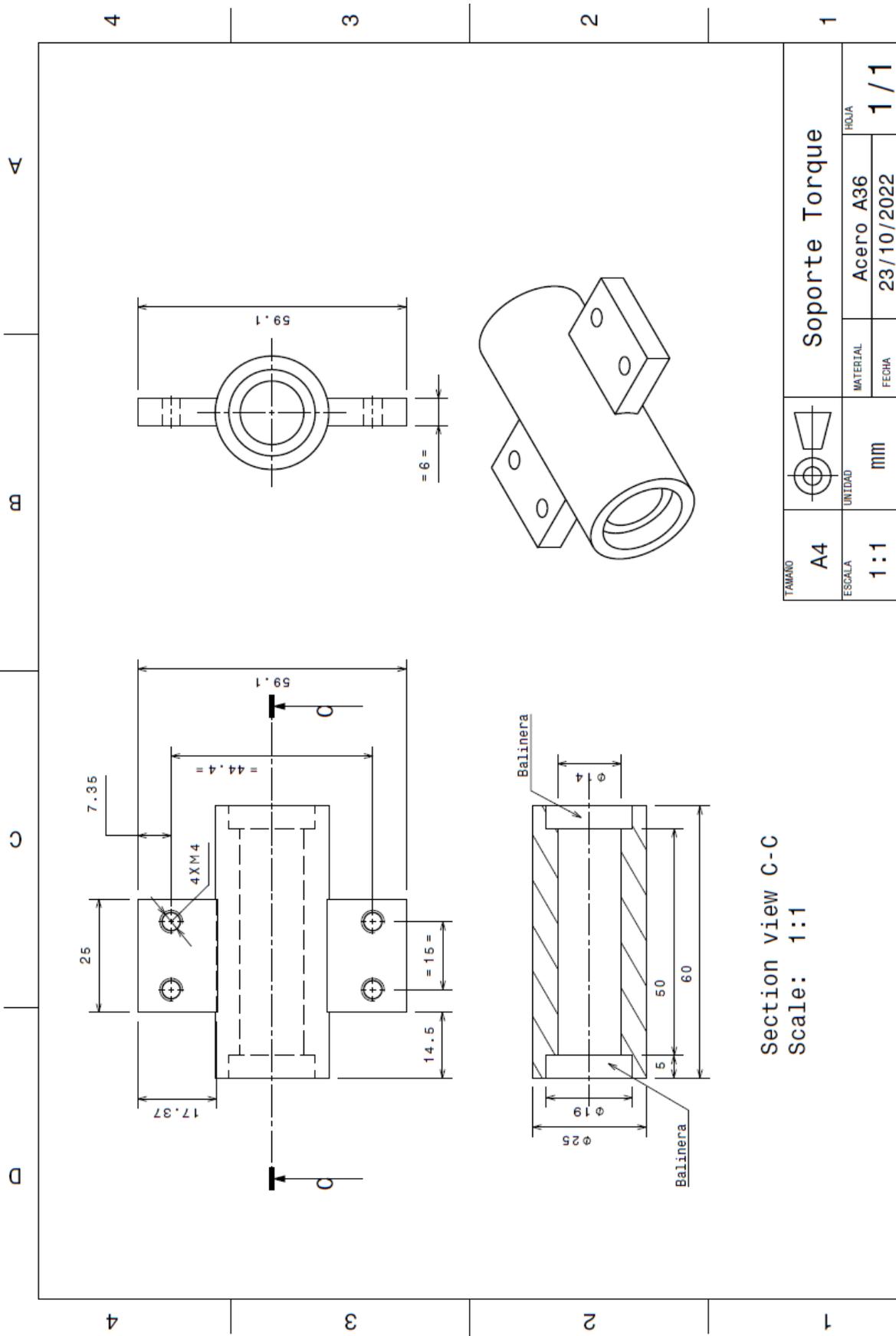
1

4

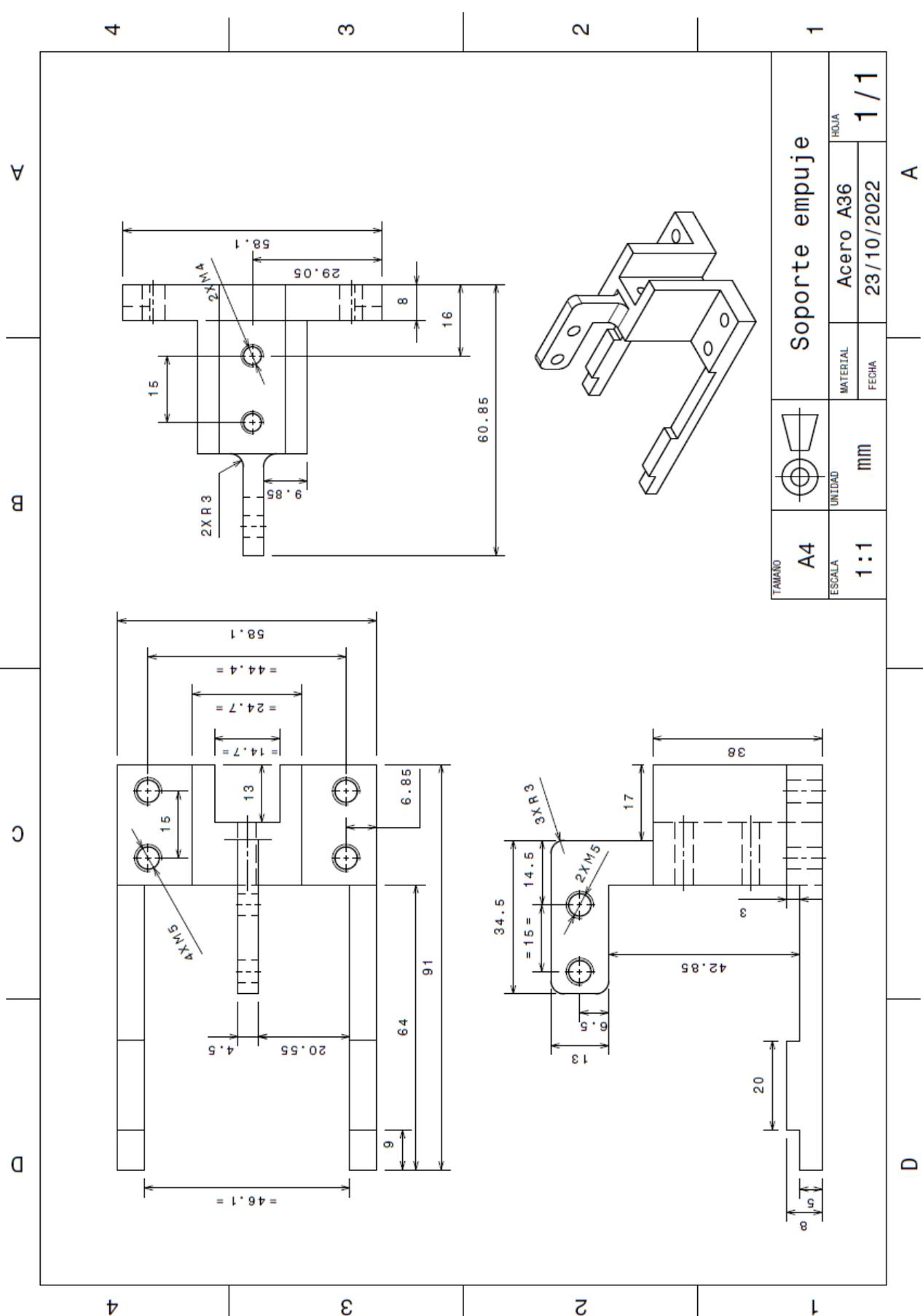
3

2

1



Section view C-C
Scale: 1:1



TAMAÑO	A4	UNIDAD	mm	Soporte empuje	
ESCALA	1:1	MATERIAL	Acero A36	FECHA	23/10/2022
		HOJA			1/1

A

D