

1. **TIPO DE DOCUMENTO:** Trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERONAUTICO.
2. **TITULO:** CARACTERIZACION DE UN SISTEMA ROTOR COAXIAL CON BASE A LA VARIACION DE LA DISTANCIA ENTRE HELICES.
3. **AUTORES:** Santiago Martinez Van Brackel, Arnold Steve Ríos García.
4. **LUGAR:** Bogotá, D.C
5. **FECHA:** Enero de 2016
6. **PALABRAS CLAVE:** Análisis estadístico, Arreglos ortogonales, Coeficiente de empuje, Coeficiente de potencia, Consumo, Eficiencia, potencia, Hélices, Rendimiento, Rotor Coaxial, velocidad del flujo.
7. **DESCRIPCION DEL TRABAJO:** El objetivo principal de este proyecto es caracterizar un sistema rotor coaxial, variando factores como la distancia entre hélices, las RPM, el tipo de hélice y la velocidad del flujo y así conocer factores como empuje, potencia y consumo. Esto se logra a partir del análisis de requerimientos geométricos y de rendimiento de un motor de 420 vatios. También estableciendo teóricamente los parámetros de rendimiento teóricos de las hélices a analizar. Para con esto caracterizarlas experimental mente en configuración coaxial comprobando estadísticamente cual es la mejor configuración de parámetros.
8. **LINEAS DE INVESTIGACION:** Línea de investigación de la Universidad de San Buenaventura: Tecnología e innovación. Campo temático de la facultad: Diseño y construcción de motores.
9. **METODOLOGIA:** Es de carácter empírico-analítico, con un enfoque metodológico al comparar datos teóricos con experimentales para conocer el comportamiento de hélices en configuración coaxial midiendo diferentes parámetros de rendimiento, para con esto hacer un análisis estadístico que permita conocer la mejor configuración de parámetros.
10. **CONCLUSIONES:** La hélice que presento una mejor relación en el empuje fue la hélice de 14x7 la cual era la hélice de mayor diámetro, .Se comprobó que el diámetro es el parámetro más relevante para la generación de empuje. Por medio de las pruebas se demostró que la hélice de menor consumo y potencia fue la hélice 9x7, puesto que es la que tiene menor diámetro y peso, disminuyendo la potencia requerida por parte del motor para hacer mover la hélice. Se comprobó que una hélice de 3 palas genera más empuje al igual que un mayor consumo energético. El flujo en un sistema coaxial de manera estática, aumenta un 40% en comparación a un sistema sencillo en el mismo estado. Para obtener las mejores condiciones de empuje en un sistema coaxial bajo condición estática, es necesario tener la hélice de mayor diámetro a RPM máximas de operación del motor con la distancia mínima entre una hélice y otra. Las hélices que presentaron el mejor rendimiento fueron las hélices de menor tamaño, en donde se observó un mejor desempeño en los valores del coeficiente de potencia, empuje y eficiencia, como lo fue al comparar las hélices 10X7 y 14x7, dando un incremento para el C_t , C_p y eficiencia del 5, 6,2 y 2,8% respectivamente.

CARACTERIZACIÓN DE UN SISTEMA ROTOR COAXIAL CON BASE
A LA VARIACIÓN DE LA DISTANCIA ENTRE HÉLICES

SANTIAGO MARTÍNEZ VAN BRACKEL

ARNOLD STEVE RÍOS GARCÍA

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE CIENCIAS BÁSICAS E INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ, D.C.- 2016

CARACTERIZACIÓN DE UN SISTEMA ROTOR COAXIAL CON BASE
A LA VARIACIÓN DE LA DISTANCIA ENTRE HÉLICES

SANTIAGO MARTÍNEZ VAN BRACKEL

ARNOLD STEVE RÍOS GARCÍA

PROYECTO DE GRADO PARA OPTAR AL TÍTULO DE
INGENIERO AERONÁUTICO

ASESOR TEMÁTICO

PhD. Msc. Ing. LUISA FERNANDA MÓNICO MUÑOZ

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE CIENCIAS BÁSICAS E INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C

2015

Nota de aceptación

Firma jurado

Firma Jurado

Firma Asesor Temático

Bogotá D.C. (21 Enero de 2016)

DEDICATORIA

Ante todo quiero primero darle gracias a mis padres Guillermo Martínez y María José Van Brackel, Por permitirme, con actos de apoyo tanto intelectual como emocional, cumplir este sueño tan anhelado de volverme profesional.

De igual manera quiero agradecerle a mi abuelita (OMI) por apoyarme en todos los momentos tan difíciles con una frase de aliento que me animo a cumplir este objetivo.

A todos aquellos familiares y amigos que estuvieron apoyándome durante todo este tiempo

También quiero agradecerles a todos los docentes de la universidad de San Buenaventura y a mi compañero Arnold por guiarme y darme consejos a lo largo de todo este proyecto.

A todos muchísimas gracias. Los tendré en mi corazón por siempre.

SANTIAGO MARTINEZ VAN BRACKEL

DEDICATORIA

Agradezco a Dios por tan excelentes beneficios, al brindarme la oportunidad de adquirir todas las bases por las cuales se fundamenta este logro.

A mis padres Dora Nelsy García Hidalgo y Carlos Arley Ríos Suarez, quienes siempre tendré en el corazón por darme la vida y el privilegio de estar en medio de una familia que me ha enseñado a crecer y hacerme fuerte a pesar de las circunstancias, apoyándome y motivándome en todo momento. Al igual que a mi hermanita que es mi inspiración.

A mi compañero Santiago por colocar todo de sí mismo para llevar adelante este propósito, a Diego Alejandro Maldonado quien hizo parte importante en mi proceso académico.

A los ingenieros Pedro Luis Jiménez, Jorge Eliecer Gaitán y Henry Porras por su ayuda para hacer surgir la idea de este proyecto, De igual manera a la Doctora Luisa Fernanda Mónico por su tiempo y colaboración en la realización de este documento, el cual, me abre las puertas para alcanzar esta primera etapa como profesional.

A todos muchísimas gracias y bendiciones.

ARNOLD STEVE RIOS GARCIA

AGRADECIMIENTOS

Este grupo de investigación quiere agradecer a todos aquellos amigos, familiares y demás personas, que tanto de manera emocional como intelectual, dieron su aporte para la realización de este proyecto.

De igual manera queremos agradecer a la doctora Luisa Fernanda Mónico por brindarnos los lineamientos para el desarrollo de esta investigación.

A los ingenieros Jorge Eliecer y Pedro por todos sus consejos técnicos y su ayuda a lo largo de la realización de las pruebas.

Finalmente a la Universidad de San Buenaventura por permitirnos el uso de sus instalaciones y equipos para la correcta realización de las pruebas.

TABLA DE CONTENIDO

INTRODUCCIÓN	17
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	19
1.1 ANTECEDENTES	19
1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA.....	19
1.3 JUSTIFICACIÓN	20
1.4 OBJETIVOS	21
1.4.1 Objetivo General	21
1.4.2 Objetivos Específicos.....	21
1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES	21
1.5.1 Alcances	21
1.5.2 Limitaciones.....	21
2. MARCO TEÓRICO.....	23
2.1 <i>ROTORES COAXIALES</i>	23
2.2 <i>HÉLICES</i>	26
2.2.1 Paso De Hélice	28
2.2.2 Caracterización de las hélices.....	30
2.3 <i>FLUJO EN HÉLICES</i>	31
2.3.1 Flujo en hélices para propulsión	32
2.4 <i>EFFECTOS AERODINÁMICOS QUE SE GENERAN SOBRE LAS HÉLICES</i>	33
2.4.1 Viento relativo	33
2.5 <i>PRINCIPIOS FÍSICOS</i>	34
2.6 RENDIMIENTO DE UNA HELICE.....	35
2.7 PRINCIPIOS ELECTRÓNICOS	43
3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN	45
3.2 LÍNEA DE FACULTAD/CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA.....	45
3.3 TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN.....	45
3.4 METODOLOGIA DE INVESTIGACION (PASO A PASO).....	46

3.5 ALTERNATIVAS DE SOLUCIÓN.....	47
3.6 VARIABLES	48
3.6.1 Variables dependientes:	48
3.6.2 Variables independientes:.....	48
4.1 SELECCIÓN DE LA HÉLICE	50
4.1.1 operación del motor	53
4.3 DISEÑO BANCO.....	60
4.4 ANALISIS DE CONDICIONES ATMOSFERICAS.....	65
4.4.1 Descripción flujo de aire en el túnel de viento	67
4.5 DISEÑO EXPERIMENTAL.....	69
4.5.1 Proceso Estadístico	69
4.5.1.1 Diseño Factorial.....	71
4.5.1.2 Diseño de arreglos ortogonales de Taguchi	73
5. ANALISIS DE RESULTADOS	77
5.1 ANALISIS ESTÁTICO	77
5.2 ANALISIS DINAMICO	80
5.3 Resultados Hélices en Configuración Coaxial	89
5.3.1 Comparación del coeficiente de empuje	89
5.3.2 Comparativo consumo	92
5.3.3 Comparativo velocidad del flujo	94
5.3.4 Comparativo de coeficiente de potencia [Cp]	96
5.4 Método Taguchi para obtener la mejor configuración	98
5.4.1 Análisis estático	99
5.4.1.1 Influencia de las RPM en parámetros del sistema coaxial bajo condición estática.	99
5.4.1.2 Influencia del tipo de hélice en parámetros del sistema coaxial bajo condición estática.	102
5.4.1.3 Influencia de la distancia entre rotores en parámetros del sistema coaxial bajo condición estática.....	104
5.4.2 Análisis Dinámico.....	107
5.4.2.2 Influencia del tipo de hélice en parámetros del sistema coaxial bajo condición Dinámica.....	110

5.4.2.3 Influencia de la distancia entre rotores en parámetros del sistema coaxial bajo condición Dinámica.....	112
5.4.2.4 Influencia de la velocidad del flujo en parámetros del sistema coaxial bajo condición Dinámica.....	114
5.5 Mejor Configuración de parámetros.....	115
5.5.1 Configuración de mayor empuje.....	116
5.5.2 Configuración de menor consumo.....	120
5.5.3 Configuración de menor potencia.....	125
6. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS.....	129
6.1 CONCLUSIONES.....	129
6.2 Trabajos futuros.....	131
BIBLIOGRAFÍA.....	132
ANEXO A. PLANOS.....	135
ANEXO B. PASO A PASO PRUEBAS EXPERIMENTALES.....	136
ANEXO C. VALORES DE CURVA DE VELOCIDAD DEL TÚNEL DE VIENTO.	137
ANEXO D. PROGRAMACION MATLAB.....	139

TABLA DE FIGURAS

	pág.
Figura 1. Sistema rotor coaxial.....	23
Figura 2. Hélice tipo pusher.....	24
Figura 3. Sentido de giro de hélices bajo configuración coaxial.....	25
Figura 4. Diferentes perfiles aerodinámicos en hélices.....	27
Figura 5. Tipos de paso de hélice.....	30
Figura 6. Caracterización de una hélice.....	31
Figura 7. División de secciones de la hélice bajo blade element theory.....	37
Figura 8. Balance de fuerzas 2d en cada sección de la hélice.....	37
Figura 9. Comportamiento del flujo que atraviesa la hélice.....	38
Figura 10. Perfil escalad de hélice seleccionada.....	52
Figura 11. Perfil de hélice seleccionada.....	53
Figura 12. Perfil EPPLER para análisis de pruebas.....	53
Figura 13. Consumo energético de los motores con la potencia máxima.....	54
Figura 14. Distancia entre ejes y diámetro de la hélice.....	57
Figura 15. Aeronaves de referencia para escalamiento.....	58
Figura 16. Estructura del banco de pruebas.....	62
Figura 17. Ensamble del banco de pruebas.....	63
Figura 18. Registrador de datos atmosféricos (datalogger).....	65
Figura 19. Configuración túnel de viento para pruebas dinámicas.....	68
Figura 20. Perfiles de velocidad a la salida del túnel de viento.....	69
Figura 21. Comparativo de rendimiento teórico y experimental de pruebas estáticas	79
Figura 22. Comparativo de rendimiento teórico y experimental de pruebas dinámicas hélice 1	82

Figura 23. Comparativo de rendimiento teórico y experimental de pruebas dinámicas hélice 2	84
Figura 24. Comparativo de rendimiento teórico y experimental de pruebas dinámicas hélice 3	85
Figura 25. Comparativo de rendimiento teórico y experimental de pruebas dinámicas hélice 2	87
Figura 26. Parámetros dependientes en función del nivel de rpm bajo condición estática.....	88
Figura 27. Parámetros del flujo en función del nivel de rpm bajo condición estática.....	100
Figura 28. Parámetros dependientes en función del tipo de hélice bajo condición estática.....	102
Figura 29. Parámetros del flujo en función del tipo de hélice bajo condición estática.....	103
Figura 30. Parámetros dependientes en función de la distancia entre rotores bajo condición estática.....	104
Figura 31. Parámetros del flujo en función la distancia entre rotores bajo condición estática.....	105
Figura 32. Parámetros dependientes en función del nivel de RPM bajo condición dinámica.....	107
Figura 33. Parámetros del flujo en función del nivel de RPM bajo condición dinámica.....	108
Figura 34. Parámetros dependientes en función del tipo de hélice bajo condición estática.....	110
Figura 35. Parámetros dependientes en función de la distancia entre rotores bajo condición estática.....	111

LISTA DE TABLAS

	pág.
Tabla 1. Hélices seleccionadas para las pruebas.....	51
Tabla 2. Características motor Turnigy LD-3730 ^a -1000.....	53
Tabla 3. RPM máxima de cada hélice.....	56
Tabla 4. RPM de operación para cada hélice.....	56
Tabla 5. Medidas de escalamiento.....	59
Tabla 6. Equipos de medición para las pruebas.....	64
Tabla 7. Especificaciones tacómetro digital.....	64
Tabla 8. Especificaciones vatiometro Hobby King HK010.....	64
Tabla 9. Especificaciones Anemómetro Turnigy.....	65
Tabla 10. Especificaciones Tacómetro Extech DT-6236B.....	65
Tabla 11. Mediciones atmosféricas pruebas estáticas.....	66
Tabla 12. Mediciones atmosféricas pruebas dinámicas.....	66
Tabla 13. Ejemplo arreglo ortogonal 16B.....	73
Tabla 14. Matriz ortogonal 16b con parámetros y niveles a analizar.....	75
Tabla 15. Comparativo de coeficiente de empuje entre hélice sencilla y coaxial.....	91
Tabla 16. Comparativo de consumo entre hélice sencilla y coaxial.....	93
Tabla 17. Comparativo de velocidad del flujo antes de la hélice entre sencilla y coaxial.....	95

Tabla 18. Comparativo de coeficiente de potencia entre hélice sencilla y coaxial.....	97
Tabla 19. Relación s/n promedio de cada nivel para análisis de coeficiente de empuje en condiciones estáticas.....	118
Tabla 20. Relación s/n promedio de cada nivel para análisis de empuje en condiciones dinámicas.....	119
Tabla 21. Resultados estáticos y dinámicos para la mejor configuración de empuje.....	121
Tabla 22. Relación s/n promedio de cada nivel para análisis de consumo en condiciones estáticas.....	122
Tabla 23. Comparativo de velocidad del flujo después de la hélice entre sencilla y coaxial.....	123
Tabla 24. Relación s/n promedio de cada nivel para análisis de empuje en condiciones estáticas.....	125
Tabla 25. Relación s/n promedio de cada nivel para análisis de empuje en condiciones dinámicas.....	126
Tabla 26. Resultados estáticos y dinámicos para la mejor configuración de empuje.....	127
Tabla 27. Relación s/n promedio de cada nivel para análisis de consumo en condiciones estáticas.....	128

LISTA DE SÍMBOLOS

T : Empuje [N]

C_D : Coeficiente de Drag

C_L : Coeficiente de sustentación

C_T : Coeficiente de Empuje

C_p : Coeficiente de Potencia

D : Diámetro de la hélice [m]

I : Corriente

J : Relación de avance

V_{inf} : Velocidad externa del aire $\left[\frac{m}{s}\right]$

v : Velocidad del aire $\left[\frac{m}{s}\right]$

Δv : Velocidad adicional (generada por aceleración de la hélice $\left[\frac{m}{s}\right]$)

V : Voltaje

ρ : Densidad del fluido $\left[\frac{kg}{m^3}\right]$

L : Sustentacion

P_a : Potencia admisible [W]

P_{motor} : Potencia disponible entregada por el motor [W]

R : Resistencia eléctrica

n : Velocidad de rotación $\left[\frac{rad}{s}\right]$

η : Eficiencia de la hélice

m : Momento (Torsión) [N*m]

F : Fuerza aplicada [N]

d : Distancia al eje de rotación [m]

p : Paso [m]

P : Perímetro [m]

α : Ángulo de incidencia [°]

$\zeta_{75\%}$: Ancho de la pala al 75% del diámetro [m]

ω : Velocidad Angular [rad/s]

RPM: Velocidad de giro [rpm]

n: Capacidad de giro de los motores $\left[\frac{\text{rpm}}{\text{v}} \right]$

N: Nivel de potencia [%]

INTRODUCCIÓN

El desarrollo y la evolución del sector aéreo en la parte motriz como sistema mecánico generador de empuje, ha abordado diferentes campos y teorías a estudiar, experimentar y poner en práctica, como por ejemplo los motores a reacción y recíprocos. Entre estos, se encuentran los motores turboprop y a pistón, los cuales generan empuje por medio de alas rotativas a aeronaves y helicópteros, según sea el caso. Este tipo de motores transmiten la energía mecánica por medio de un eje a las hélices, generando así, el movimiento.

Existen diferentes configuraciones para las hélices, entre las cuales están las sencillas y las múltiples aplicables a rotores coaxiales, que basan su funcionamiento en el movimiento contra rotatorio.

Teniendo en cuenta que este tipo de sistemas motrices en configuración coaxial no han sido desarrollados e investigados en su totalidad es importante conocer su funcionamiento a diferentes condiciones de vuelo y bajo distintas configuraciones geométricas, realizando pruebas físicas con métodos experimentales, de donde se puedan sacar los mejores datos de rendimiento.

Por todo esto, el presente documento describe una investigación relacionada con el análisis y la experimentación de las características geométricas de rendimiento de un sistema de propulsión con hélices coaxiales.

Para lograr lo anterior, se debe conocer el comportamiento que presenta un sistema rotor coaxial, en función de la distancia entre los rotores o hélices que lo conforman; teniendo en cuenta que en la industria aeronáutica se están desarrollando algunas investigaciones en artefactos voladores que implementan este sistema, ya que cuentan con características de desempeño altas en cuanto a fases operativas. Debido a lo anterior, es necesario profundizar en el rendimiento del motor a partir de la potencia y empuje, tomando en consideración las diferentes configuraciones geométricas de las hélices, ya que al no existir un parámetro que indique a qué

distancia es conveniente ubicar los rotores y las hélices una con respecto de la otra no se podría predecir el comportamiento que tendría un sistema rotor coaxial de acuerdo a la configuración geométrica que presente. Esto con la intención de obtener un buen comportamiento en el rendimiento según proporciones geométricas.

Así pues, se aborda esta investigación debido a todas las ventajas y desventajas en las que el sistema rotor coaxial puede incurrir, haciendo énfasis en el empuje, reducción de áreas móviles en una aeronave como el rotor de cola de un helicóptero y el consumo específico de combustible o de energía.

Para esto, se ha diseñado un banco de pruebas, en donde, se usaran tres diferentes tipos de hélices pusher con diferente diámetro y paso, cambiando las distancias entre los rotores por cada prueba o ensayo experimental con cada juego de hélices, y así, comparándolos con los resultados teóricos, conocer las condiciones de rendimiento como los coeficientes de empuje y potencia, junto con características que mejor se acoplen a este tipo de sistemas de propulsión.

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 ANTECEDENTES

En el campo de investigación se han desarrollado criterios de diseño para sistemas de propulsión o empuje, con el fin de encontrar una configuración con un buen desempeño, como se ve reflejado en el trabajo de grado, Cinemática de un sistema coaxial contra rotativo (Chavela, 2006), el cual es de importancia para las actividades que se llevaran a cabo en la presente investigación, ya que comparan diferentes tipos de rotores utilizados para helicópteros donde rescatan características de rendimiento de la configuración coaxial, realizan un diseño y se enfocan en el mecanismo para la transmisión de la potencia.

De igual manera se han desarrollado proyectos donde se realizó una aproximación teórica del comportamiento al igual que los efectos aerodinámicos en rotores coaxiales. La NASA, comparó, clasificó y diferencio rotores individuales simples con sistemas en configuración coaxial, los cuales cuentan con dos hélices posicionadas una detrás de la otra; estas pruebas se realizaron a diferentes condiciones de empuje y de torque (Colin, 1997). Para lograr conocer como es el comportamiento del flujo en este tipo de sistema propulsivo.

Por otra parte, se han realizado estudios propiamente de hélices, donde se clasificaron y se realizaron análisis de rendimiento para diferentes tipos de hélices, con el fin de evaluar cuál era la más conveniente teniendo en cuenta los requerimientos establecidos para alguna aeronave en particular, la cual exigía características de potencia, empuje y velocidad (Rcjuampa, 2015).

1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

Con el propósito de dar continuidad a la investigación adelantada durante el proyecto integrador, relacionado con el estudio sobre configuraciones y aerodinámica de aeronaves con características VTOL (Vertical Take Off and Landing) y STOL (Short Take Off and Landing) es necesario abordar el sistema de propulsión de rotores coaxiales, el cual implica dentro de la investigación, establecer

la relación funcional o de causa efecto, existente entre el comportamiento de los rotores coaxiales y los parámetros geométricos y de rendimiento, cuando son aplicados a una aeronave de configuración VTOL.

De acuerdo a lo anterior, la pregunta a resolver en esta investigación es saber ¿Cuáles son las características geométricas entre rotores y el rendimiento de un sistema rotor coaxial para motores de 500 vatios, obtenido por medio de un análisis teórico y experimental en un banco de pruebas?

1.3 JUSTIFICACIÓN

Para lograr obtener un buen análisis de los rotores coaxiales en el uso de aeronaves con características de despegue vertical y corto (VTOL y STOL), se debe realizar una investigación del comportamiento de este sistema variando la distancia entre los rotores, la geometría de las hélices y estableciendo diferentes niveles de potencia, con el fin de encontrar la configuración que cubra las mejores condiciones geométricas y de rendimiento.

Considerando que los rotores coaxiales no han sido desarrollados de manera considerable en comparación a otras aeronaves con diferentes tipos de sistemas propulsivos, es necesario desarrollar diversos punto de criterio para los rotores coaxiales contemplando también que han demostrado su aplicabilidad en zonas de difícil acceso y pistas cortas, ya que no requieren de mecanismo externos como un rotor de cola, de este moto, representan un avance tecnológico en métodos y aplicaciones de empuje para ser implementados en aeronaves que mejoran las condiciones de vuelo.

Este trabajo reúne información, tanto teórica como experimental, de las características geométricas y de rendimiento de un sistema de rotor coaxial, logrando de esta manera, dar una referencia objetiva y tangible a los estudiantes de ingeniería aeronáutica que deseen desarrollar proyectos de aeronaves cuyo sistema de propulsión presente estas características.

1.4 OBJETIVOS

1.4.1 Objetivo General.

Analizar experimentalmente las condiciones de rendimiento de un sistema rotor coaxial con la variación de la distancia entre hélices.

1.4.2 Objetivos Específicos.

- ❖ Analizar los requerimientos geométricos y de rendimiento para la selección de hélices en motores eléctricos de 500 vatios.
- ❖ Establecer teóricamente los parámetros de rendimiento críticos que ocurren sobre las tres hélices seleccionadas.
- ❖ Caracterizar experimentalmente hélices en configuración coaxial para motores eléctricos de 500 vatios comprobando estadísticamente la mejor configuración de parámetros en este tipo de sistemas.

1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES.

1.5.1 Alcances

- Se determinara teóricamente el comportamiento de hélices.
- Se realizaran pruebas para empuje estático y empuje con velocidad relativa.
- Se adoptara un sistema o medio que permita alinear el flujo de la parte posterior del túnel de viento paralelo al eje motriz para las pruebas dinámicas.
- Se diseñara un banco de pruebas para una configuración de rotores coaxiales, el cual permite medir el empuje.
- El banco de pruebas permitirá analizar el comportamiento de las hélices al variar la distancia entre los rotores con el fin de encontrar las mejores condiciones de empuje, consumo y velocidad de rotación.
- Realizar un artículo publicable con los resultados de las pruebas.

1.5.2 Limitaciones.

- Se utilizaran 3 hélices de diferente diámetro, paso y número de palas teniendo en cuenta que para las especificaciones de los motores de 420 vatios, hélices más grandes no generan un rendimiento útil.

- El diámetro de las hélices no será mayor a 15 pulgadas, para que sean ajustables a los motores de 420 vatios.
- No será contemplada la construcción de las hélices.
- Las pruebas dinámicas estarán restringidas al flujo de aire y velocidad del túnel de viento en la parte posterior.
- No se tendrán en cuenta cálculos estructurales.

2. MARCO TEÓRICO

Los rotores son uno de los sistemas más avanzados en cuanto a vuelo de aeronaves se trata. Bajo especificaciones precisas se hace necesario desarrollar y acoplar geoméricamente dichos rotores, lo cual permite volar a zonas donde el espacio o área de aterrizaje es muy limitada.

Dependiendo de las condiciones de operación y el tipo de aeronave, la configuración de los rotores va a variar en relación al tamaño de las hélices y el tipo de configuración geométrica que se vaya a utilizar. Esta variación se debe, principalmente, a la velocidad a la que opera la aeronave y la potencia que los motores le entreguen a la hélice.

Los rotores pueden ser clasificados de acuerdo al número de hélices que estos puedan tener, al igual que la posición y el sentido de giro de cada rotor. También se pueden dividir en simples, los cuales solo cuentan con un rotor y una cantidad específica de palas y los rotores coaxiales los cuales son los que se van a profundizar a lo largo de este trabajo.

2.1 ROTORES COAXIALES

Los rotores coaxiales son un sistema que consiste en una pareja de hélices en un mismo eje de rotación los cuales giran en direcciones opuestas. Estas se encuentran conectadas en un mismo mástil, sin importar si la fuente de potencia es independiente para cada hélice o una sola en común (Coleman, 1997).

En la figura 1, se puede observar un ejemplo de hélices en configuración coaxial el cual cuenta con un sistema de engranajes que logran darle el movimiento en sentido contrario a la hélice posterior

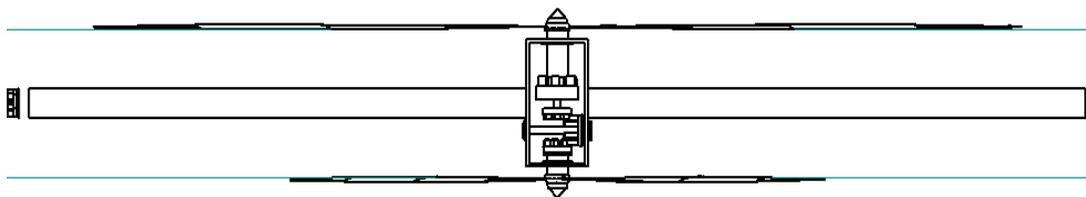


Figura 1. Sistema de Rotor Coaxial (Coleman, 1997).

Este tipo de rotores presenta una ventaja considerable frente a los rotores sencillos, los cuales necesitan de un rotor de cola para contrarrestar el momento angular que se genera sobre el cuerpo de la aeronave que impulsa. Debido a que el cuerpo que sostiene la hélice, tiende a moverse en sentido contrario al del giro de la hélice, en los rotores coaxiales el giro de la hélice es contrarrestado con la otra hélice, la cual gira en sentido contrario. Con esto se puede suprimir el timón de cola, cuyo elemento es implementado en los helicópteros.

Otro beneficio que presentan los rotores coaxiales frente a los rotores convencionales es que al no tener timón de cola toda la potencia entregada por el motor va directamente hacia las hélices, generando mayor potencia y sustentación a diferencia de un rotor convencional en el cual parte de la energía del motor tiene que ser repartida para entregársela a la hélice ubicada en el timón de cola.

Las hélices en un sistema rotor coaxial tienen tres parámetros significativos, los cuales se deben tener en cuenta al momento de realizar un estudio sobre este tipo de sistemas. Primero se debe analizar la capacidad de cada motor en cuanto a potencia se refiere y a las revoluciones a las que opera.

El segundo parámetro significativo, es el tipo de hélice que se va a utilizar; en el caso específico de los sistemas coaxiales, se debe tener en cuenta una hélice adicional a la que presenta un sistema rotor convencional. Esta hélice debe ser de tipo PUSHER, donde el diseño del perfil y los ángulos de la hélice están invertidos en relación a las hélices convencionales, logrando generar el empuje en la misma dirección, sin importar que el sentido de giro este invertido. Un ejemplo de este tipo de hélices se puede ver en la figura 2.



Figura 2. Hélice Tipo Pusher (Rc juampa, 2015).

El tercer factor considerado en el análisis de este tipo de sistemas, es el diámetro de la hélice. Entre mayor sea el diámetro en una hélice mayor será la cantidad de aire que atrapa la hélice, logrando con esto un mayor empuje. Vale la pena aclarar que existe un límite del diámetro que puede tener la hélice, ya que si este es muy grande, las velocidades en el tip de la pala serían muy altas, provocando pérdidas aerodinámicas al generarse un estado transónico o supersónico, ocasionando ondas de choque y vibraciones, lo que ocasionaría una posible fractura de las hélices.

Este fenómeno tiene gran relevancia en un sistema de rotor coaxial; puesto que existe una mayor probabilidad de que las hélices al estar una sobre la otra, se choquen debido a la forma como se ubican y al movimiento contra rotatorio de estas. Este tipo de configuración se puede observar en la figura 3.

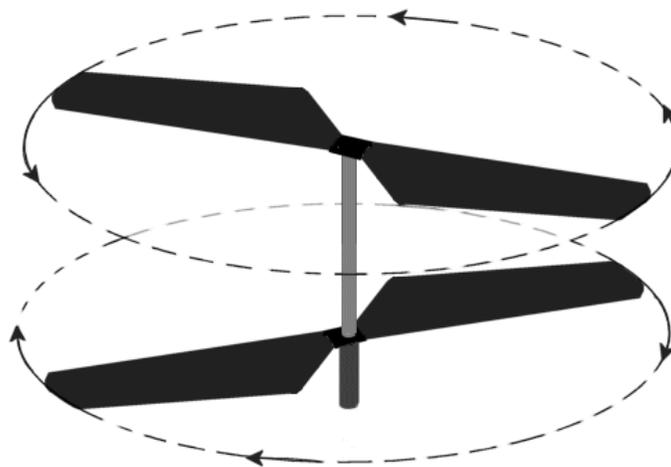


Figura 3. Sentido de Giro de Hélices Bajo Configuración Coaxial (Coleman, 1997).

Las oscilaciones y vibraciones no se deben tener en cuenta en un sistema convencional de una única hélice, ya que esta puede oscilar libremente sin correr el riesgo de estrellarse con otro elemento que haga parte de la aeronave.

2.2 HÉLICES

Una hélice es un dispositivo que puede contener un número variable de aspas o palas, las cuales giran alrededor de un eje y producen una fuerza propulsiva. El funcionamiento de las hélices es muy similar al funcionamiento de los planos de un avión, donde las fuerzas dinámicas se empiezan a manifestar cuando la hélice empieza su movimiento rotatorio contra el flujo, logrando la sustentación a partir de las curvaturas y perfiles aerodinámicos que las hélices manejan.

En este tipo de configuración rotativa, existe una diferencia de velocidad a lo largo de todas las palas debido a la componente tangencial la cual va aumentando a lo largo de la hélice. Considerando esto, la velocidad en el tip de la pala será mayor que en la raíz de esta, produciendo sobre la hélice puntos críticos de fatiga por una diferencia en las cargas aerodinámicas sobre la estructura de las palas; donde podemos deducir que existe un aumento en la sustentación, siendo mayor en las puntas, lo cual puede generar una deflexión muy alta en las hélices. Es por esto, que para equilibrar la fuerza de empuje que experimenta el tip respecto a la raíz, se le añade a la hélice una característica geométrica sumamente importante llamada twist, para lograr el mismo empuje a lo largo de toda la pala sin importar la diferencia de velocidad de giro que se experimenta en cada punto de la hélice a lo largo de las palas.

El twist puede ser aplicado sobre la hélice de dos maneras, una bajo condiciones geométricas, en donde se varía el ángulo de incidencia a lo largo de la pala; y la otra es bajo condición aerodinámica, lo cual implica una variación en los perfiles presentes en la pala. Un ejemplo de esta variación en la distribución geométrica a lo largo de la hélice se muestra en la figura 4 donde se puede evidenciar los diferentes perfiles y ángulos de incidencia de la hélice en todos sus puntos desde la raíz hasta la punta.

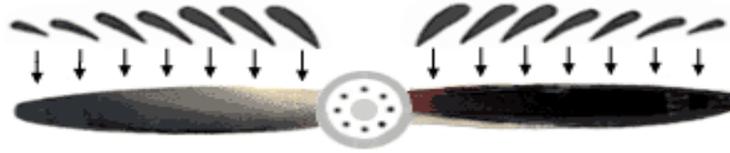


Figura 4. Diferentes perfiles aerodinámicos en hélices (Muñoz, 2015).

El propósito de cambiar el ángulo de incidencia en las hélices radica en que, al rotar la hélice, la fuerza que experimentara la punta será mucho más alta que la que está cercana al eje del rotor y por ende la velocidad será más alta. Para lograr que la velocidad sea la equivalente a lo largo de toda la hélice, se cambia el ángulo de incidencia a lo largo de esta, donde en la raíz se tiene un ángulo grande, el cual va disminuyendo equitativamente hasta la punta.

Teniendo en cuenta la similitud del funcionamiento de una hélice con respecto al plano de una aeronave, al momento de realizar cualquier cálculo de sustentación, en un comienzo se puede usar la misma ecuación de sustentación la cual dice que:

$$L = \frac{1}{2} \rho * V^2 * C_l * s \quad (1)$$

Donde L es la sustentación ρ es la densidad, V es la velocidad, C_l es el coeficiente de sustentación y S es la superficie alar.

El principio físico de las hélices es, como se mencionó anteriormente, similar al plano de un avión. Esta al girar, acelera el flujo de aire a través de todo el perfil aerodinámico superior. Este fenómeno genera aceleración de la masa de aire sobre la pala, lo que genera la propulsión.

Cuando se habla de los perfiles utilizados para la fabricación de las hélices se pueden diferenciar dos tipos de perfiles: los perfiles simétricos y los perfiles asimétricos

- **Perfiles simétricos:**

Este tipo de perfiles presentan una curvatura geométrica idéntica tanto en la parte superior (extradós) como en la parte inferior (intradós). Este tipo de perfiles es utilizado en sistemas de hélices en donde su centro de presión nunca cambia,

por lo que la variación es casi la misma con el cambio del ángulo de incidencia del perfil, ofreciendo una mayor relación sustentación /resistencia¹.

El problema de estos perfiles radica en que por su diseño aerodinámico, tienden a tener menor sustentación que un perfil asimétrico, lo que representa una posibilidad de entrar en una pérdida aerodinámica² mucho más fácil en comparación a los perfiles asimétricos. Este tipo de perfiles son más económicos y más fáciles de construir que uno asimétrico y son los más utilizados en los helicópteros.

- **Perfiles asimétricos:**

Este tipo de perfiles a diferencia de los simétricos presentan una curvatura diferente en el intradós con respecto a la del extradós. La ventaja que presentan estos perfiles, radica en que generan mayor sustentación que los perfiles simétricos, debido a la diferencia de presiones que se genera entre las superficies superior e inferior de la pala; contextualizando esto con el mismo fenómeno que ocurre con las alas fijas de los aviones.

2.2.1 Paso De Hélice.

Otra característica importante de las hélices y que tiene un papel importante en la aerodinámica y características de rendimiento en una hélice es el paso (Muñoz, 2015).

El paso de una hélice es la distancia que avanza una hélice tras dar una vuelta completa. Es decir, viéndose de una manera ideal, si una hélice que tiene un paso de cierta longitud, al dar una vuelta completa, avanzara esa misma distancia en el eje axial.

¹ Sustentación/Resistencia: relación existente entre la capacidad de un objeto a elevarse por medio de la sustentación, y la resistividad que tiene este al avance.

² Pérdida aerodinámica: esta se produce cuando el perfil aerodinámico es capaz de mantener la capa de aire adherida a esta y pierde la sustentación necesaria para mantener el vuelo.

Para obtener un valor aproximado del paso, suponiendo que no se tuviera certeza de este, se deben medir parámetros como el diámetro, el ángulo de incidencia y el perímetro que cubre la pala al dar una vuelta completa.

Al calcular el diámetro se deben tener en cuenta las pérdidas por fricción y es por esto que lo más recomendable es usar el diámetro desde el centro hasta el 75% de la cuerda de la pala (Muñoz, 2015).

Teniendo todos estos parámetros se puede calcular el paso de la hélice con la siguiente ecuación:

$$p = \frac{P * \alpha}{\zeta_{75\%}} \quad (2)$$

en donde, p es el paso de la hélice, P es el perímetro, α es el ángulo de incidencia del perfil y $\zeta_{75\%}$ es el ancho de la pala al 75% de su longitud total.

El cálculo del paso de hélice es importante en un diseño ya que si se escoge un paso muy largo la hélice será muy pesada y el motor deberá tener mucha potencia, mientras que con un paso corto la hélice será muy liviana y no absorbería completamente la energía del motor.

Con base en lo anterior, las hélices se pueden clasificar en dos: las hélices de paso fijo y de paso variable, las cuales están condicionadas por características anteriormente expuestas.

- **Hélices de paso fijo:** son aquellas que vienen diseñadas con un paso predeterminado desde el momento de fabricación sin posibilidad de cambiarlo, por lo cual no puede ser modificado durante la operación, es decir, no cambia en ningún régimen de vuelo. Es por esto que el rendimiento de la hélice va a variar dependiendo si la aeronave está en régimen de ascenso, descenso o crucero.

En aeronaves pequeñas la hélice es de diámetro reducido y está directamente conectada al cigüeñal, mientras que en aeronaves más grandes esta se debe conectar a una caja reductora para que las RPM sean menores que las que entrega el eje del motor.

- **Hélices de paso variable:** son aquellas en las cuales el ángulo de incidencia puede ser modificado dependiendo la necesidad de vuelo que presente la aeronave. Esto es posible por mecanismos hidráulicos, eléctricos o mecánicos. Lo más común es que este paso pueda modificarse a cualquier ángulo teniendo como referencia un límite de ángulos ya sea máximo o mínimo.

En la Figura 5 se muestran hélices que presentan solo dos posiciones: paso largo y paso corto. Donde, la de paso corto presenta un ángulo de paso pequeño, mientras que en el de paso largo este ángulo será mayor. La magnitud y definición de estos ángulos depende del fabricante y las necesidades de operación.

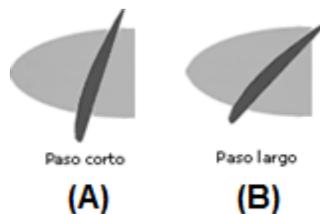


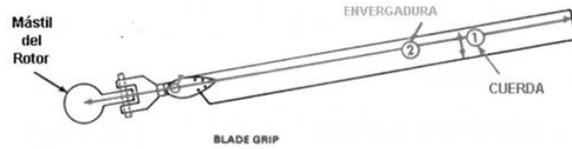
Figura 5. Tipos De Paso De Hélice: a) paso cortó y b) pasó largo (Muñoz, 2015).

El propósito de variar el ángulo en las palas de una hélice, es conservar los regímenes de vuelo bajo las condiciones de desempeño para las que fueron diseñadas, permitiendo mantener la relación de avance respecto a un empuje y potencia adecuada durante el vuelo.

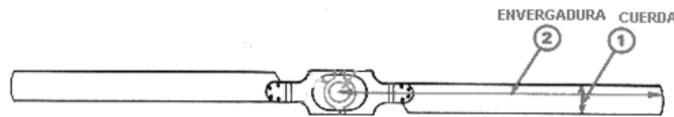
Este tipo de paso es útil en etapas de crucero ya que estos ángulos ayudan a arrastras más aire, lo que permite usar el motor a baja potencia y de esta manera economizar combustible.

2.2.2 Caracterización de las hélices

En el proceso de caracterización de una hélice se deben tener en cuenta aspectos como lo son la selección del perfiles aerodinámicos y conocer parámetro geométricos como los que se muestran en la **figura 6**.



(A)



(B)

Figura 6. Caracterización De Una Hélice. A) rotor de hélice de paso fijo, y B) rotor de palas fijas (Aracuan, 2011).

- **Línea de cuerda:** es la línea que pasa por el borde de ataque y por el borde de fuga.
- **Cuerda:** es la longitud de la línea recta que une el borde de ataque con el borde de fuga. Este parámetro es de vital importancia a la hora de diseñar una hélice, ya que de esto dependen factores como lo son el paso y el empuje.
- **Línea de curvatura media (camber):** es una línea equidistante entre el extradós y el intradós, la cual tiene como función “fijar” la curvatura del perfil. Es decir, dependiendo de cómo sea la tendencia de esta línea, va a ser de igual manera la tendencia geométrica en la forma del perfil.
- **Envergadura:** es la distancia que existe desde la raíz de la hélice, hasta la punta.

2.3 FLUJO EN HÉLICES.

Es necesario conocer la finalidad y el objetivo de una hélice en un determinado sistema, ya sea propulsivo o generador de energía, puesto que dependiendo de la finalidad que se le dé a esta, la dinámica del fluido que lo atraviesa cambiara debido al principio de la cantidad de movimiento que cambia de acuerdo a cada aplicación.

Si partimos del análisis para una hélice generadora de energía eólica, el flujo que pasa a través de esta se ralentiza. Esto debido a que la energía del flujo es consumida en gran parte por la hélice para transmitirla al eje que le dará movimiento a un generador eléctrico. Este proceso logra que el flujo después de la hélice salga debilitado ya que la velocidad de este disminuye considerablemente.

Si analizamos este tipo de sistema como un volumen de control a lo largo de un ciclo del flujo de aire, se podría observar que antes del disco de la hélice, el flujo sería unidireccional y se va a ver reducido el área transversal del flujo debido al aumento en la velocidad; mientras que después de pasar a través del disco, el flujo sufriría un aumento en el volumen de control, lo cual genera una disminución de la velocidad.

Teniendo en cuenta que este fenómeno se basa y es respaldado por la teoría de la conservación de la masa, la cual dice que la cantidad de masa que entra a un sistema es la misma cantidad de masa que sale por ende al disminuirse la velocidad se presenta el cambio en el volumen de control.

2.3.1 Flujo en hélices para propulsión

En una hélice diseñada para una aeronave su función es completamente diferente a lo mencionado anteriormente, ya que en esta su finalidad es generar empuje. Para ello la energía es proveniente de un sistema interno, en la mayoría de los casos un motor, el cual le da energía de movimiento a la hélice. La hélice absorberá el aire en su entorno y lo acelerará, provocando un cambio en la velocidad del flujo después de que este la atraviese.

Si este tipo de sistema se maneja bajo el mismo principio de la conservación de masa y analizando el mismo volumen de control que se mencionó anteriormente, el flujo antes de llegar al disco de la hélice estará disperso y con una baja velocidad. Después de atravesar el disco el flujo experimenta una expansión, la cual aumenta su velocidad.

2.4 EFECTOS AERODINÁMICOS QUE SE GENERAN SOBRE LAS HÉLICES

Siempre que se esté analizando un sistema de hélices, se deben tener en cuenta todos los fenómenos inerciales que ocurren sobre ella a diferencia de un sistema de ala fija, donde se tiene en cuenta una componente rotacional la cual genera fuerzas centrífugas, por lo que está definida como una fuerza que tiende a dirigir los objetos fuera de su eje de rotación; adicional a la sustentación (lift) y la resistencia al avance (drag), ejercidas por el flujo que atraviesa las palas de la hélice

En principio, para una hélice en funcionamiento, se manifiestan fuerzas aerodinámicas similares a un plano común (ala). En donde la corriente de aire pasa a través del perfil lo que resulta en dos fuerzas principales, el lift y el drag. Este segundo parámetro se diferencia en las hélices al componerse de dos condiciones; una que es la velocidad dada por la aeronave y la otra debido a la velocidad de rotación generada por las hélices.

Estos fenómenos aerodinámicos, a su vez dependen de dos factores. Uno de ellos es el incremento de la velocidad, ya que basándose en la fórmula de la sustentación a medida que se aumenta la velocidad también lo hará la sustentación. Otro factor a tener en cuenta será la superficie alar de la hélice puesto que si esta aumenta, la sustentación lo hará en la misma proporción.

De igual manera, en las hélices se generan otro tipo de fenómenos adicionales entre los cuales se puede mencionar el viento relativo al cual se enfrentan las hélices y la disimetría de la sustentación, la cual se manifiesta dependiendo de la orientación del flujo respecto al eje del rotor.

2.4.1 Viento relativo

Este viento está definido como la sumatoria de todos los componentes del viento a los que está sometida la hélice. Es decir, adicional a la velocidad de rotación de la hélice, se debe tener en cuenta la velocidad de desplazamiento de la aeronave, ya que esta genera un cambio en la velocidad relativa, alterando las condiciones aerodinámicas, principalmente el empuje, dado al ángulo de ataque experimentado por las palas.

El flujo de aire que pasa a través del disco del rotor es modificado por la rotación de la hélice, formando un flujo en espiral, generando un flujo inducido posterior al rotor y produciendo un viento relativo a todo lo que se encuentre detrás de dicha hélice.

2.5 PRINCIPIOS FÍSICOS

Teniendo en cuenta los objetivos planteados en el proceso de investigación, se hace evidencia que existe una interacción entre el flujo, en este caso aire, con elementos que componen el sistema de rotores coaxiales, fundamentalmente las hélices.

Por ello es necesario entender y apreciar los efectos aerodinámicos que se manifiestan sobre este tipo de sistema en cuanto a las fuerzas y reacciones que ocurran sobre este, caracterizando los niveles de empuje y rendimiento que entregara el sistema que se esté estudiando, dependiendo de la configuración que se plantee para las hélices.

Como punto de referencia aerodinámica se cuenta con el número de Reynolds que tiene como objetivo principal caracterizar un flujo y determinar si este es laminar o turbulento, esto debido a que describe la viscosidad del fluido.

Ahora bien, al poder controlar las velocidades y conociendo las características geométricas de los elementos a las que está sometido el flujo, específicamente las hélices, se puede obtener parámetros de operación, manteniendo condiciones aerodinámicas bajo la mejor eficiencia, potencia y el empuje.

Dado que la eficiencia es una relación entre un modelo experimental y un modelo teórico o ideal; donde, al ser más cercano un valor al otro, mayor será su eficiencia. Esto en la práctica es muy difícil de lograr, ya que en todo sistema mecánico o eléctrico existen pérdidas energéticas dadas por fricción, calor, vibraciones, entre otros factores, que influyen dentro del sistema y disminuyen la eficiencia.

Como se está hablando en un principio de hélices, las cuales funcionan y operan con una velocidad angular respecto al eje de los motores, donde estas se miden por

la cantidad de movimiento angular de la pala en una unidad de tiempo. Esta velocidad se mide en radianes por segundo [rad/s].

De igual modo como se realizarán pruebas dinámicas es necesario mencionar la velocidad axial la cual es la distancia recorrida por el flujo en dirección al eje de análisis en un tiempo determinado.

Así pues con los conceptos anteriormente mencionados se buscaran condiciones de rendimiento teórico en su punto más crítico, hallando así parámetros máximos de potencia, empuje y velocidad de las hélices, siempre y cuando el sistema se mantenga estable y en operación segura.

2.6 RENDIMIENTO DE UNA HELICE

En un sistema de rotores coaxiales, el cual es un sistema de propulsión por medio de hélices; existe una fuerza que se basa en la tercera ley de Newton (acción y reacción), donde la hélice acelera el flujo en una dirección lo que lo hace producir una fuerza en dirección contraria.

Una hélice acelera el flujo de las partículas de aire que lo atraviesa y lo arroja hacia la parte posterior de la aeronave generando una fuerza hacia adelante que se opone a la del movimiento de las partículas. Esta fuerza se conoce como empuje. Si se analiza de una manera más profunda, el flujo se acelera al pasar por el disco de la hélice, en donde hay un proceso físico de diferencia de presiones. Debido a que existe esta aceleración en el flujo, las partículas se dispersan a mayor velocidad. Si se supusiera un volumen de control del aire que pasa por la hélice, se generaría una reducción en este.

Además de la contracción del aire, una hélice también genera un fenómeno de giro (remolino) a la salida de esta. La magnitud de este giro depende de la velocidad rotacional del motor. Este efecto genera una pérdida de energía que no puede ser usada para generar el empuje en la hélice [9].

Para entender de mejor manera estos fenómenos se deben considerar dos teorías que están regidas directamente con el estudio de las hélices, como lo son el “Blade element theory” y la teoría de momento o “momentum”.

Para la teoría de “blade element” la hélice se divide en un número independiente de secciones a lo largo de su longitud como se muestra en la figura 7, en donde se asume que en cada una solo hay componentes de velocidad axial y angular, además que el flujo inducido por las demás secciones es despreciable.

Ya considerando esto, a cada sección se le realiza un balance de fuerzas involucrando el lift y el drag, con el empuje y torque producidos por esta sección en 2D como se observa en la figura 8. Esto produce un grupo de ecuaciones no lineales que pueden ser solucionadas por medio de iteraciones para cada sección que luego son sumadas para encontrar el rendimiento general de toda la hélice.

Vale la pena aclarar que esta teoría no incluye efectos secundarios como lo es el flujo en 3D de la velocidad inducida de la hélice dada por el “shed tip vortex”, como tampoco incluye las componentes radiales generadas por la aceleración angular debido a la rotación de la hélice. Esta teoría propone un sobre estimado en el empuje lo que da como resultado un incremento de aproximadamente entre el 5% y el 10% sobre el rendimiento real

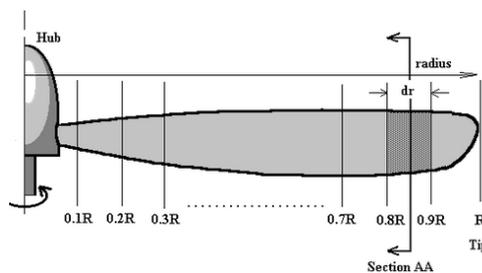


Figura 7. División de secciones en hélice bajo teoría de “Blade element”. (Auld, 2006)

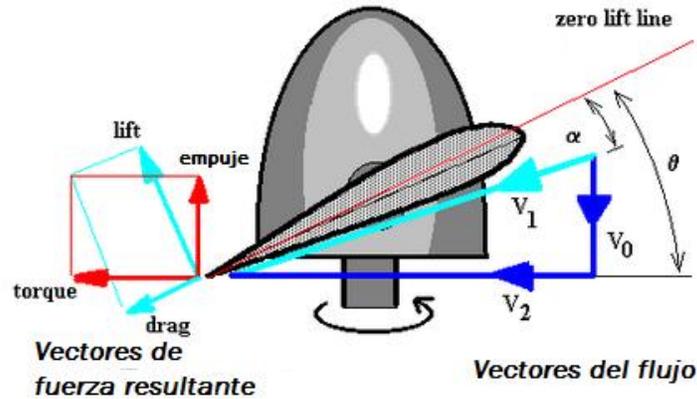


Figura 8. Balance de fuerzas 2D en cada sección de hélice (Auld, 2006)

Dado que la pala de la hélice va a tener un ángulo de paso geométrico (θ) la velocidad local creará un ángulo de ataque del flujo en la sección. Con esto se puede definir el ángulo de diferencia entre el empuje y el lift como se muestra en la ecuación 3 (Auld, 2006).

$$\Phi = \theta - \alpha \quad (3)$$

Con esto se puede calcular el empuje para la sección dada

$$\Delta T = \Delta L \cos(\Phi) - \Delta D \sin(\Phi) \quad (4)$$

Sustituyendo por los factores de coeficientes de lift y drag para un α dado, obtenemos:

$$\Delta L = C_L \frac{1}{2} \rho V_1^2 c \cdot dr \quad ; \quad \Delta D = C_D \frac{1}{2} \rho V_1^2 c \cdot dr \quad (5)$$

Donde c es la cuerda de la pala, de tal manera que el lift producido en el área de la sección de la pala es $c * dr$; con estos datos se puede calcular el empuje dado para cada sección que está dado en la ecuación 6, en donde se considera el número de palas (B).

$$\Delta T = \frac{1}{2} \rho V_1^2 c (C_L \cos(\Phi) - C_D \sin(\Phi)) \cdot B \cdot dr \quad (6)$$

Otro aspecto de mayor complejidad en esta teoría es el cálculo de las velocidades de entrada y salida, dado que la velocidad de entrada (V_0) es prácticamente igual

a la velocidad de avance de la aeronave, pero se incrementa por el flujo axial inducido por la parte posterior de la hélice, conocida esta variable como a .

Para el caso de la velocidad de salida (V_2) es prácticamente igual a la velocidad angular generada por la hélice, pero se reduce un poco dado el movimiento natural de giro en el flujo que es inducido por la hélice, conocida esta variable como b , como se observa en la figura 9.

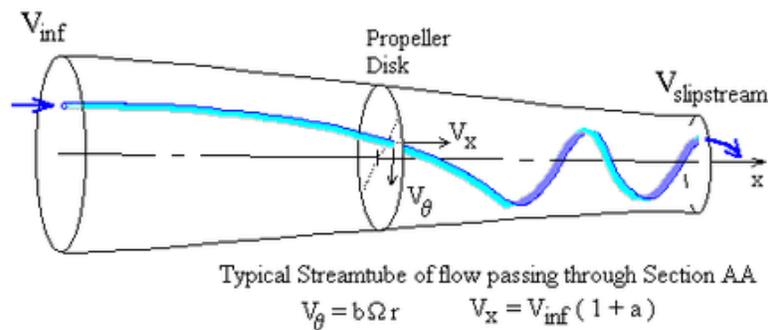


Figura 9 Comportamiento flujo que atraviesa la hélice(Auld,2006)

Considerando lo anterior se tienen 3 velocidades indicadas como:

$$V_0 = V_{inf} + a * V_{inf} \quad (7)$$

$$V_1 = \sqrt{V_0^2 + V_2^2} \quad (8)$$

$$V_2 = \Omega r - b * \Omega r \quad (9)$$

Para poder dar una aproximación del empuje en función de estas velocidades se debe considerar que existe un cambio en el rango de momento en el flujo dado por el comportamiento de la velocidad a la entrada y a la salida. Esta aproximación se muestra en la ecuación 10.

$$\Delta T = \rho 2\pi r \cdot dr V_0 (V_{slipstream} - V_{inf}) \quad (10)$$

Aplicando las ecuaciones de Bernoulli y de la conservación de momento para cada una de las secciones que se están analizando podemos calcular el empuje en cada sección en función de las velocidades, como se muestra en la ecuación 11.

$$\Delta T = \rho 4\pi r V_{inf}^2 (1 + a) \cdot a \cdot dr \quad (11)$$

Para poder solucionar este proceso es necesario realizar un procedimiento iterativo, en el cual se da un valor tentativo a los factores “a” y “b”, con esto se hallan los ángulos correspondientes a la velocidad angular, aplicando las ecuaciones 7 y 9, encontrando un valor tentativo de empuje (ecuación 11), que después se colocaran en la ecuación 6 para dar los valores de “a” y “b”; repitiendo este proceso hasta que estos valores converjan.

Dada la complejidad de este proceso es necesario el uso de un programa computacional como por ejemplo MATLAB® que facilite el proceso iterativo (Auld, 2006).

Considerando que también se debe realizar un análisis del empuje bajo la parte estática, la cual tiene una particularidad al no poder considerarse teóricamente la velocidad de entrada del aire en la hélice lo cual dificultaría el análisis, para obtener los datos de empuje es necesario tomar datos experimentales, este proceso se puede encontrar en un documento dado por la NASA en el cual se hace una aproximación del empuje estático con la potencia del motor en función del producto de las RPM y el diámetro de la hélice (Diehl, 1982), esta aproximación se muestra en la siguiente formula:

$$T_0 = 6000 * \left(18.7 - 9.5 \frac{p}{D}\right) * \frac{b \cdot hp}{n * D} \quad (12)$$

Por otra parte para poder analizar el empuje en su componente dinámico se debe tener en cuenta la teoría de disco actuador que tiene sus bases en la teoría de momento (Zondervan, 1998); el cual se basa en una aproximación inicial del comportamiento aerodinámico de los rotores, en el que se asume el movimiento del rotor a analizar como unidimensional, casi estacionario, el flujo no viscoso e incompresible, la estela impactada por el rotor no conserva un movimiento rotatorio, únicamente lineal, sobre el flujo no se aplican fuerzas externas y finalmente las ecuaciones se plantean en ejes referentes a los rotores.

Para poder usar dichas ecuaciones se toma un volumen de control; el cual empieza delante del disco de la hélice desde el infinito y se extiende hacia el rotor; después este fluido se va acelerando a medida que se aproxima al disco de la hélice. Inmediatamente después del rotor el flujo alcanza una velocidad igual a la suma de la velocidad en entrada y la velocidad inducida por el rotor.

De esta teoría se puede obtener una primera aproximación de la fórmula de empuje en función de la velocidad, que se muestra en la ecuación 13.

$$T = \rho * V_2 A_e (V_2 - V_{inf}) \quad (13)$$

También se puede analizar el empuje en función de las presiones tanto en la salida como en la entrada del disco, como se muestra en la ecuación 14.

$$T = A_e (P_2 - P_1) \quad (14)$$

Donde A_e representa el área transversal del “cilindro” de aire que deja la hélice en una sección lejana al rotor como tal que es en el punto donde la presión de salida se iguala con la presión atmosférica, V_e es la velocidad axial experimentada en ese mismo punto y V_∞ es la velocidad del entorno en el que se encuentra la hélice, es decir la velocidad antes del disco actuador y P_1 y P_2 son las presiones de entrada y salida, respectivamente.

Aplicando la ley de Bernoulli se puede obtener las presiones P_1 y P_2 para así, obtener una expresión de empuje bastante práctica en función del área del disco y las velocidades en este. (Moore, 1999)

$$T = \frac{1}{2} \rho S (V_e^2 - V_{inf}^2) \quad (15)$$

Siendo S el área del disco; de esta ecuación se puede demostrar que entre mayor sea el área de la hélice mayor será el empuje que genera. También que la aceleración del aire depende de la velocidad de entrada de este. Pero que si se incrementa esta aceleración se aumentara el empuje.

Dado que este análisis es de un sistema de propulsión que también contiene una fuerza dada por el movimiento rotacional de esta se debe tener en cuenta las velocidades de entrada en función de las revoluciones a las que gira ese cuerpo; es por eso que para analizar el empuje y la potencia de forma dinámica es necesario considerar una variable llamada “Advance Ratio” que se muestra en la ecuación 16:

$$J = \frac{V}{nD} \quad (16)$$

La relación de avance proviene del teorema de Buckingham, el cual proporciona un método de construcción de parámetros adimensionales. Para esto se toma el diámetro de la hélice (D) como una longitud característica. Requiriendo un tiempo característico con el inverso de la velocidad de rotación n^{-1} y como masa definida la densidad del fluido de la hélice (ρD^3). A partir de las magnitudes anteriores se puede dimensionar los valores representativos del fenómeno; de esta manera los criterios de velocidad son nD y la velocidad de avance de la hélice está dada por el coeficiente de funcionamiento o factor de avance.

Al ir aumentando la relación de avance se produce en las palas una operación en primer estado como ventilador, hélice y molino de viento respectivamente. La mayor parte de la operación se encuentra bajo el estado propio de hélice; al colocar los motores en ralentí o mínimas, los rotores están en estado de ventilador sin producir ninguna fuerza, se debe evitar que los rotores lleguen a un estado de molino de viento ya que en este estado puede provocar un sobre giro en los motores y dañarlos.

Al tener en cuenta este aspecto en el que debemos considerar tanto el diámetro de la hélice como las revoluciones a la que esta ópera podemos analizar el empuje en función de su coeficiente que se muestra en la ecuación 17 (Auld, Srinivas, 2006).

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (17)$$

Otro parámetro importante a la hora de analizar el comportamiento mecánico de una hélice es la potencia, la cual está definida como la cantidad de trabajo utilizada por unidad de tiempo, la cual está definida como se muestra en la ecuación 18 (Silva, 2015).

$$P = 2\rho S V_{inf} (V_2^2 - V_{inf}^2) \quad (18)$$

Al igual que con el empuje este al estar relacionado con un movimiento rotacional debe tenerse en cuenta el coeficiente de potencia de este, el cual se representa bajo la siguiente expresión:

$$C_p = \frac{P}{\rho n^2 D^5} \quad (19)$$

Como también puede ser representado en función del coeficiente de empuje como se muestra en la siguiente ecuación:

$$C_p = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} \quad (20)$$

Al haber la necesidad de diseñar una hélice, se busca obtener la mayor cantidad de empuje, utilizando la menor energía posible; para esto se debe tener en cuenta un parámetro que mide la cantidad y la relación de energía que se utiliza en la hélice respecto a valores teóricos. Este valor es conocido como eficiencia.

La eficiencia, al enfocarse en la parte motriz, está definida como la relación existente entre la potencia admisible por la hélice y la potencia entregada por el motor como se describe en la ecuación 6 (Dieter, 2009).

$$\eta = J * \frac{C_p}{C_t} \quad (21)$$

De esta manera se determina para una o varias condiciones de operación, como se comporta el empuje y la potencia cuando varía ya sea la velocidad relativa o en otro caso las RPM, buscando parametrizar rotores con el fin de clasificarlos según la necesidad.

2.7 PRINCIPIOS ELECTRÓNICOS

Cuando se analiza un sistema motriz es necesario conocer todos los fenómenos eléctricos que ocurren en este, ya que los elementos a usar básicamente manejan energía eléctrica para su funcionamiento, lo que genera un consumo energético en todo el sistema. Teniendo en cuenta que cualquier cambio en el circuito eléctrico podría alterar los resultados que se obtengan durante una prueba determinada, una adición o extracción de elementos dentro de este, cambiara las limitaciones de estas, por ende, es necesario manejar la misma intensidad y cantidad de elementos con el fin de controlar la energía utilizada.

Entre los parámetros a tener en cuenta, los cuales son de importancia al momento de un análisis energético, está el voltaje, el cual es una unidad física que mide la diferencia de potencial eléctrico presente entre dos puntos de un circuito. En materia de trabajo se puede definir como la cantidad de trabajo realizado por unidad de carga.

Para medir el voltaje es necesario que exista un flujo de electrones, es decir que la corriente que pase a través del circuito vaya del punto de mayor potencial hacia la zona de menor potencial. Esta diferencia entre puntos es medida por un voltímetro el cual mide la cantidad de voltaje.

Así pues, el amperaje es la intensidad de la corriente eléctrica que pasa a través de dos puntos de un circuito eléctrico.

Considerando que el sistema que da funcionamiento al sistema motriz, está basado en energía eléctrica, se requiere conocer las características operacionales de rendimiento de manera mecánica, por lo cual se determina teóricamente la potencia en función de términos eléctricos, como el voltaje, corriente y resistencias de la siguiente manera: (Hubert, 1991).

$$P_{mech} = V * I - I^2 * R \quad (22)$$

Teniendo en cuenta las características del motor que se utilizó para la presente investigación, el fabricante menciona que no tienen resistencias eléctricas, por lo cual la ecuación se simplifica al siguiente termino.

$$P_{mech} = V * I \quad (23)$$

De modo que el voltaje y la corriente son los parámetros que determinan la magnitud de la potencia, por lo cual se puede decir que la potencia indicada por el vatiometro es la potencia mecánica de los motores.

De igual forma, para la realización de algunos cálculos es necesario tener la potencia de los motores en función de sus caballos de fuerza, para esto se debe aplicar la formula dada para motores eléctricos (Hubert, 1991) que se muestra en la ecuación 24.

$$P_{mech} = \frac{(V * I)}{746} \quad [HP] \quad (24)$$

3. METODOLOGÍA

3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN

El enfoque de esta investigación es empírico-analítico, ya que se realiza una comparación entre los datos teóricos y los obtenidos mediante pruebas experimentales con hélices, en la cual se muestra el comportamiento de hélices bajo una configuración coaxial, midiendo diferentes parámetros de rendimiento, como lo son empuje, RPM, consumo energético y velocidad del flujo. Para esto se cuenta con un banco de pruebas, en el que se tienen diferentes configuraciones geométricas y de potencia para el tipo de sistema rotor a estudiar.

3.2 LÍNEA DE FACULTAD/CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA

La línea de investigación de la Universidad de San Buenaventura, es tecnología e innovación, bajo los lineamientos del campo temático de la facultad, el cual es diseño y construcción de motores.

3.3 TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN

Para la elaboración de este proyecto se realizó una revisión del estado del arte basándose en literatura y fuentes bibliográficas de temas relacionados con hélices y sistemas de propulsión aplicables a estas; en donde se expliquen los diferentes fenómenos que ocurren sobre las hélices y como estas varían dependiendo de su configuración, al ser empleadas, ya sea en un sistema rotor convencional o en el caso de este proyecto, en rotores coaxiales.

Teniendo claro estos fenómenos, se procede a realizar un análisis teórico, planteando el dimensionamiento de un motor y un tipo de hélice a analizar, para posteriormente, realizar una caracterización de estas hélices bajo configuración coaxial con el fin de ver el desempeño a través de ensayos en un banco de pruebas, variando distancias entre rotores y el nivel de potencia.

3.4 METODOLOGIA DE INVESTIGACION (PASO A PASO)

En primera instancia se realiza un estudio preliminar de los tipos de hélices y la aplicación en rotores coaxiales considerando las principales características que las componen, con el fin de entender su funcionamiento.

Se seleccionan las hélices que son usadas en la presente investigación, teniendo en cuenta las limitaciones de los motores eléctricos a utilizar. Por lo cual se calcula las revoluciones máximas a las que pueden operar dichos motores.

Considerando que los niveles de funcionamiento para el experimento están definidos en base a la operación de aeronaves, se evalúan las hélices en cuatro rangos de operación. Estos niveles son hallados al usar cada hélice en los motores dispuestos para la experimentación, obteniendo así las rpm máximas a las que pueden funcionar.

Las hélices señaladas para el proyecto son evaluadas teóricamente por lo que se hace necesario saber su forma aerodinámica con el fin de ingresar dicha geometría al estudio (numérico), esto es logrado al cortar una de las hélices y extraer el perfil aerodinámico como una huella.

Se analizan los parámetros de rendimiento calculados más relevantes como lo son C_t, C_p, J además de la eficiencia (η)

Dado que se requiere un banco de pruebas para rotores coaxiales, donde se debe tener en cuenta la distancia entre hélices aplicadas a aeronaves; las cuales son escaladas al tamaño de las palas experimentales y el tamaño de estas, adicional se consideran todos los equipos de medición con el fin de dimensionar la plataforma experimental.

Para dar una secuencia lógica y coherente al desarrollo de las pruebas, se plantea un diseño experimental a partir de un proceso estadístico, el cual determina el orden de cada prueba para la configuración coaxial.

Las pruebas son realizadas contemplando las condiciones atmosféricas, tanto para las pruebas en hélice sencilla como en configuración coaxial y determinando el perfil

de velocidad de la parte posterior del túnel de viento el cual fue implementado para dar un estado dinámico a las pruebas.

Seguido a esto se realizan las pruebas bajo configuración coaxial, siguiendo los requerimientos especificados en el modelo estadístico. Estos datos se comparan y se analizan para conocer las diferencias que existen entre los parámetros estudiados para una hélice sencilla y una bajo configuración coaxial.

Al identificar las diferencias entre uno y otro se realiza el estudio estadístico, de donde se puede obtener los criterios para obtener la mejor configuración de parámetros para cada factor que se está analizando.

3.5 ALTERNATIVAS DE SOLUCIÓN

Este proyecto tiene como función dar parámetros de diseño a sistemas propulsivos de hélices que se encuentren bajo configuración coaxial, a través de ensayos experimentales donde se varía la distancia entre los rotores a diferentes regímenes de RPM, con el fin de obtener la configuración en la que parámetros como empuje, potencia de los motores y velocidad del flujo, presenten sus condiciones más altas; manteniendo siempre un bajo consumo energético. Con esto se pretende que los resultados puedan ser implementados por futuros investigadores que deseen utilizar este tipo de sistemas motrices en el diseño de aeronaves.

De esta manera se proponen dos métodos para resolver el diseño experimental, siendo una, la aplicación factorial de k^n y otra el método de tagushi que reduce la cantidad de pruebas al conservar la ortogonalidad entre estas, permitiendo dar unos resultados confiables.

3.6 VARIABLES

3.6.1 Variables dependientes:

- Empuje.
- Consumo.
- Potencia.
- Velocidad del flujo.

3.6.2 Variables independientes:

- Distancia entre Rotores.
- Velocidad Relativa.
- RPM.
- Tipo de Hélice.

4. DESARROLLO INGENIERIL

Considerando la importancia que tienen las hélices en el proyecto que se desarrolla, es necesario realizar un análisis preliminar del comportamiento de las hélices bajo diferentes configuraciones, tanto geométricas como de operación para comprender el rendimiento que estas tengan.

Lo anterior, permite determinar los tipos de hélices que se pueden utilizar para realizar las pruebas, teniendo en cuenta las limitaciones operacionales de los motores con los que se cuenta a partir de las especificaciones técnicas dadas por el fabricante, para esto se deben tomar 2 hélices con el mismo perfil, una debe ser una hélice convencional, que en este caso la llamaremos tracker y otra, que como se explicó anteriormente será de tipo pusher para que pueda girar en sentido contrario sin afectar la dirección en la magnitud del empuje.

Para la obtención de los datos, es necesario hacer una comparación entre los datos teóricos calculados y los obtenidos durante las pruebas. Para ello, se deben realizar primero, pruebas bajo una configuración de hélice sencilla, que permita comparar el rendimiento de estas, cuyos resultados permiten tener un punto de comparación para caracterizar las mismas hélices en configuración coaxial.

Adicionalmente, es importante realizar un análisis geométrico de la distancia entre rotores coaxiales que ha manejado la industria aeronáutica con el fin de parametrizar las dimensiones y geometría del banco de ensayos en el cual serán probadas las hélices de manera experimental, cuyo desarrollo de pruebas está ceñido a un proceso estadístico, que determina la cantidad de ensayos y replicas, es decir el número de repeticiones que se deben realizar para cada prueba.

4.1 SELECCIÓN DE LA HÉLICE

Para realizar el proyecto es necesario en un principio, seleccionar que tipos de hélices son las que conviene usar, teniendo en cuenta las características de potencia y rpm de los motores. Dada la facilidad de obtención y el rendimiento que presentan para el tipo de motor que se utilizara se escogieron las hélices de la marca MATER AIRSCREW® para las pruebas.

buscando conservar el perfil aerodinámico en todas las hélices, se requiere hacer uso de modelos de un mismo fabricante, que presenten las mismas características en cuanto a forma y twist aerodinámico, donde solo se variaran parámetros como diámetro, paso y numero de palas.

Las hélices Master Airscrew a manera general tienen una limitación de aplicación a motores eléctricos, así como también existen hélices que se podrían utilizar con cualquiera de los motores a gasolina o eléctricos. También se encuentran hélices de la serie CCW, las cuales están diseñadas para ser utilizadas únicamente con motores eléctricos. Las hélices Master Airscrew están diseñadas con superficies de sustentación relativamente gruesas con bordes delanteros redondos, pero con un acabado afilado en el borde de ataque que es un resultado del proceso de fabricación.

Aunque las hélices probadas aquí se limitan a no plegables y sin variación de paso, las hélices que se pusieron a prueba de tres palas fueron estudiadas en una amplia gama de tamaños. La mayoría de las hélices probadas tenía diámetros que van de 9 a 14 pulgadas. Para esta serie de pruebas, todas las hélices se ensayaron sin alteraciones; por lo tanto, cualquier arruga y algunas veces grumos de material en los bordes de ataque que resultan de los procesos de fabricación se mantuvo. Vale mencionar que en este caso las hélices resultaron con acabados no críticos. Todos los modelos probados están destinados a ser utilizados en aeronaves con motores eléctricos, pero al observarse una amplia gama de características de rendimiento, y según la necesidad de aplicación se debería considerar las adaptaciones o la

compra de palas diseñadas con las mismas condiciones, con monturas para motores alimentados a gasolina o en su defecto motores eléctricos más potentes.

En la tabla 1 se muestran las hélices seleccionadas para este experimento teniendo en cuenta sus especificaciones técnicas y dimensiones.

Hélice	Referencia	Diámetro [in]	Paso [in]	N° palas	Nombre comercial
1	14X7"	14	7	3	CCW MA 1470T/P
2	13X8"	13	8	3	MA 1360T / P
3	9X7"	9	7	3	MA 0970T / P
4	10X7"	10	7	3	CCW MA1070T/ P
5	10X6"	10	6	2	CCW MA1060T/ P

Tabla 1. Hélices seleccionadas para las pruebas (hobbyking, 2015).

Teniendo en cuenta que el fabricante no menciona la geometría aerodinámica que presenta el perfil de las hélices, es necesario conocer el perfil utilizado en estas hélices. Para esto, se tomó una de las hélices y se cortó al 50% del radio, seguido de esto se le aplicó tinta a la superficie cortada, impresa en una hoja de papel, la cual fue escaneada y escalada a una cuerda de 1m, para hacer una comparación entre varios perfiles aerodinámicos y verificar cual es el más aproximado; esto se puede visualizar en la figura 10.

Teniendo la geométrica del perfil de la pala, se procede a buscar los perfiles cuya forma sea similar a la que se tiene en las hélices. Los perfiles escogidos para esta comprobación fueron consultados de la base de datos de la página web UIUC Applied Aerodynamics Group (UIUC, 2015), siendo estos:

- Eppler E193
- Eppler E853
- MH61
- FX 63-110

- GOE 137
- HQ 3.5/10
- Eppler E387
- S4110



(A)



(B)



(C)

Figura 10. (A) Corte de pala, (B) Silueta del perfil de la hélice real, (C) Perfil definido.

Estos perfiles fueron comparados con la geometría que se extrajo de una de las hélices, para verificar la similitud en las curvas y formas de cada uno de los perfiles. Esto se realizó con la plantilla que se obtuvo de las hélices utilizadas en este proyecto, como se muestra en la figura 11.

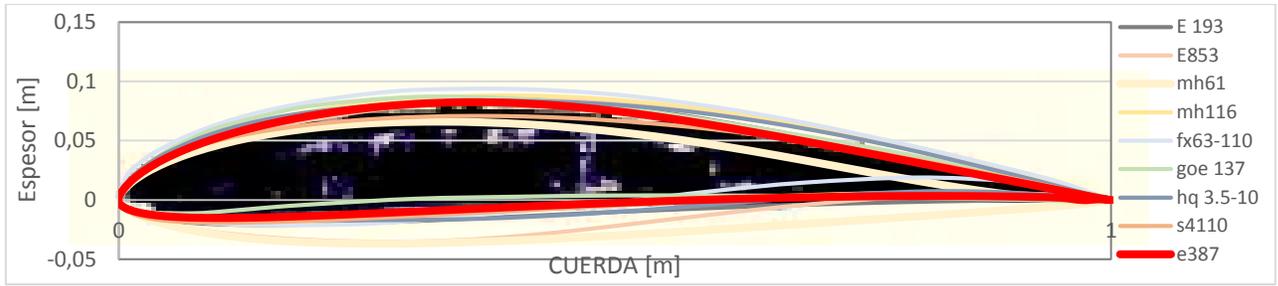


Figura 11. Perfil de la hélice seleccionada.

Comparando los perfiles con el que presenta la hélice, se seleccionó el perfil Eppler E387, puesto que su forma es la más aproximada a la de las hélices que se mencionan anteriormente. Es necesario aclarar que este perfil se manejó para la totalidad de las hélices analizadas, ya que estas son del mismo fabricante. Este perfil se visualiza en la Figura 12.

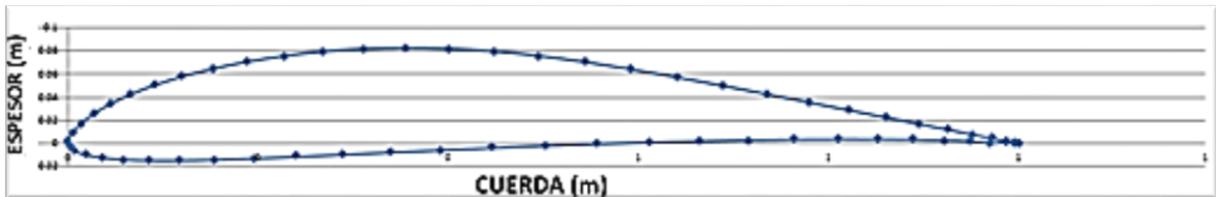


Figura 12. Perfil eppler E387 para análisis de pruebas.

4.1.1 operación del motor

Como punto de partida para dar un criterio de operación a las hélices de manera teórica, se toman las especificaciones técnicas de potencia y capacidad de rotación de los motores Turnigy LD3730a-1000kv®, los cuales son de 500 W y 1000 rpm / V, respectivamente; las demás especificaciones se muestran en la tabla 2.

Dimensiones	37x30 mm	Potencia máxima	420W
Peso	112g	Corriente máxima	42A
Kv	1000 RPM/V	Empuje	1700 g
Voltaje	11,1 a 14,8 V	Diámetro del eje	4 mm

Tabla 2. Características motor Turnigy LD 3730A-1000.

Por otro lado para el proyecto se utilizaron las baterías Turnigy 2650mAh 3S 30C lipo pack las cuales cuentan con las siguientes características:

- **Capacidad mínima:** 2650 mAh
- **Configuración :** 3s1p/11.1v/ 3 celdas
- **Peso:** 232 g
- **Tamaño:** 137x44x18 mm
- **Descarga constante:** 30C

Dado que se necesita tener los resultados con el rendimiento más alto por parte de los motores, es necesario saber el rango de operación de las baterías, en donde estas no varíen su rango de voltaje durante las pruebas. Para esto se realizó una prueba con los motores en su máxima potencia y se tomaron los voltajes cada 20 segundos como se muestra en la figura 13, esto nos permitió conocer el tiempo máximo en el que podíamos operar las baterías sin que ellas cayeran considerablemente en su rendimiento.

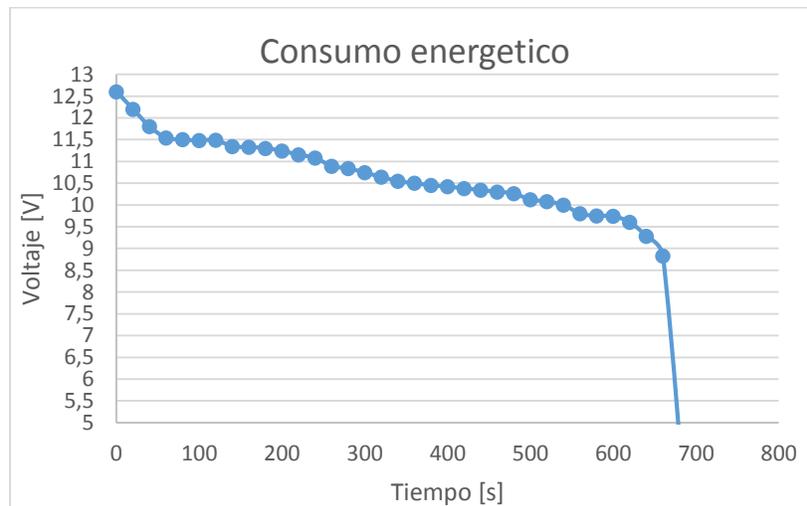


Figura 13. Consumo energético de los motores con la potencia máxima

En la figura 13, se puede observar que el rango de mejor desempeño por parte de las baterías se encuentra entre los 11.5 y los 10 V en un rango de 10 minutos (600 segundos); después de esto la batería pierde su rendimiento lo cual disminuiría la eficiencia del motor.

Considerando esto es necesario que las pruebas sean realizadas en lapsos de no más de 10 minutos evitando que el voltaje caiga de un valor mínimo de 10V.

Al analizar las hélices, se busca entender y encontrar, cuáles de estas presentan una eficiencia y un desempeño importante, que no requieran de condiciones superiores a las determinadas por los motores con los que se cuenta, para que en el desarrollo de las pruebas tengan la capacidad de mover las hélices sin ningún problema y que no se presenten daños por sobre carga.

Por otro lado, asumiendo que los motores trabajan bajo condiciones de operación ideales como se indican en las especificaciones técnicas, es decir, que no se generan pérdidas, se puede calcular las revoluciones máximas a la que operan cada uno.

Para poder calcular las revoluciones máximas se utiliza la ecuación 25, donde es necesario conocer la capacidad de giro de los motores, la cual es de $1000 \frac{rpm}{V}$ y el voltaje de las baterías, el cual es de 11.1 V.

$$RPM_{max} = n * V \quad (25)$$

Comprendiendo que cada hélice tiene diferentes características en el comportamiento operacional respecto a las demás, es necesario identificar las revoluciones máximas a las que puede operar el motor con cada una de las hélices respectivamente.

Estos cambios se deben al peso incluido en las hélices, dado, a que los tamaños varían, lo que provoca que la unidad de masa por volumen incremente, generando una mayor exigencia por parte del motor para las hélices más grandes, impidiendo que las RPM máximas se puedan mantener en igual magnitud para todo el stock de hélices.

Por tal motivo se decide tomar cada hélice y ponerlas a prueba con el fin de saber cuál es la velocidad de giro máxima para cada una de estas.

Nombre	Dimensiones (in)	RPM máximas
Hélice 1	14X7	6085
Hélice 2	13X8	7769
Hélice 3	9X7	8900
Hélice 4	10X7	8212
Hélice 5	10X6	8930

Tabla 3. RPM máximas de cada hélice experimental

Dichas hélices son evaluadas en cuatro niveles de potencia, como se explica a continuación.

El procedimiento de análisis de las hélices se enfoca en lineamientos de operación de las aeronaves, los cuales son carreteo (taxeo), crucero, ascenso y despegue, cuyas condiciones se adecuan a los niveles de potencia del motor, asumidos como el 25, 50, 75 y 100%, respectivamente, simplificando de esta manera los parámetros de análisis para así poder entender esto como un procedimiento estadístico y operacional con el fin de parametrizar los datos por el método de cuartiles. Para esto se realizaron pruebas controlando el nivel de potencia entregado por el control remoto y así conocer realmente cual eran las revoluciones de operación de cada una de las hélices de manera individual, y con esto, obtener resultados más exactos.

Nombre	RPM SELECCIONADAS			
	25%	50%	75%	100%
Hélice 1	2643	3457	4262	6085
Hélice 2	3044	4170	5631	7769
Hélice 3	4020	5177	6539	8900
Hélice 4	3228	4417	5724	8212
Hélice 5	4450	5622	6864	8930

Tabla 4. RPM respectivas de operación para cada hélice.

4.2 ANALISIS DE DISTANCIA ENTRE ROTORES

Con el fin de obtener datos más reales en cuanto a la distancia entre rotores se refiere, es necesario tener una referencia geométrica de sistemas que estén bajo configuración coaxial, conociendo sus dimensiones y así, aproximar las distancias al relacionarlas con los diámetros de las hélices que se utilizan en este proyecto.

Para ello se realizó una muestra estadística de aeronaves que operan con rotores de este tipo. Conociendo como han sido elaborados estos sistemas, se pretende estudiar el funcionamiento de estos a cierta escala, tomando como referencia las longitudes tanto máximas como mínimas presentes en las aeronaves operativas que actualmente utilicen este tipo de sistemas.

Tomando los planos de aeronaves con configuración coaxial, fue necesario realizar una aproximación debido a que en las medidas no mencionan la distancia entre los rotores; para ello se procedió a realizar un dimensionamiento tomando como referencia los tamaños reales del diámetro de las palas; para poder así realizar un escalamiento con los planos que se tienen y realizar la asignación de distancias entre rotores.

Con esto, se procede a realizar una relación entre diámetros de la hélice y la distancia entre los rotores. Los dos parámetros que se relacionan se muestran en la figura 14.

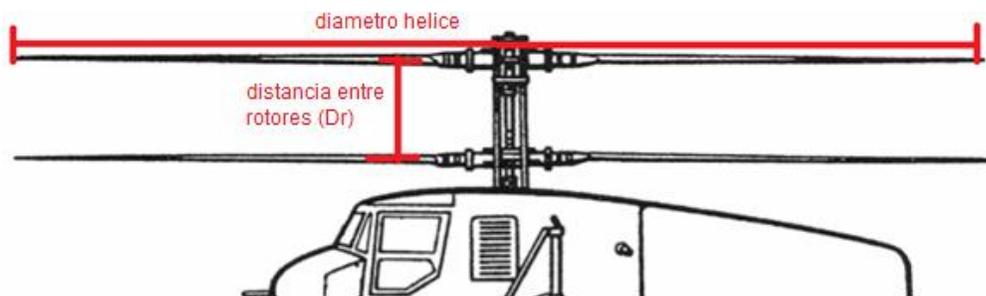


Figura 14. Distancia entre ejes y el diámetro de la hélice (SIKORSKY,2015).

Teniendo en consideración lo anterior, se realizó el escalamiento entre las dimensiones de los planos y los datos reales entregados por los fabricantes de cada

una de las aeronaves que se muestran en la figura 15, para así, poder encontrar la relación del diámetro de hélice y la distancia entre rotores encontrando el promedio de dicha distancia en las aeronaves.

De estas aeronaves, se tomaron los valores de distancia entre rotores y diámetros, relacionándolas con los planos existentes de las aeronaves analizadas, con esto se hizo el escalamiento tanto para encontrar el tamaño real de esta distancia como los datos para las hélices que se tienen en esta caracterización.

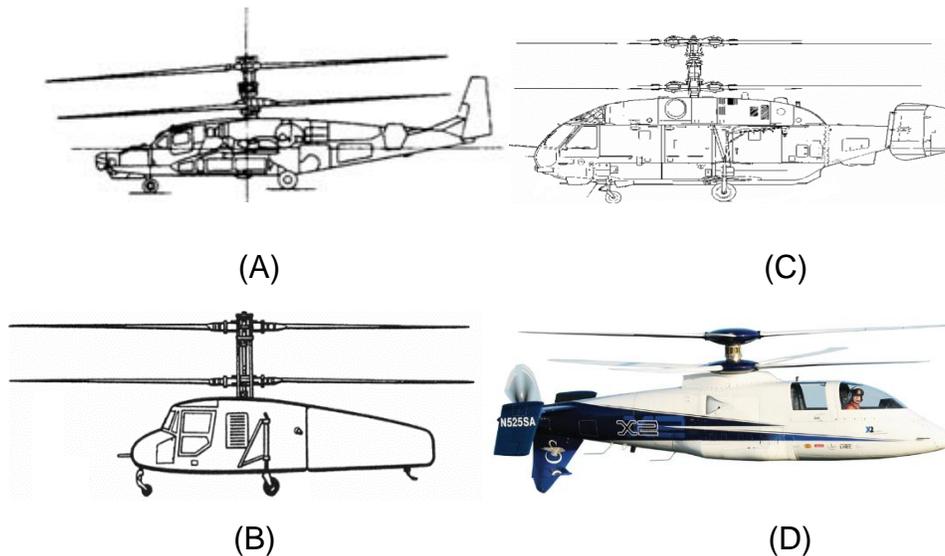


Figura 15. Aeronaves de referencia para escalamiento (a) Kamov K-50, (B) Yacolev EG, (C) KAMOV K-32 y (D) Sikorsky X-2.(SIKORSKY,2015)

Para poder realizar el escalamiento se tomaron las hélices de mayor y menor diámetro que se tienen para el experimento, debido a que es necesario hacer un promedio de tamaños con las dimensiones de las hélices con que se va a trabajar y así evaluar los parámetros críticos dados por la geometría que se maneja en este tipo de sistema coaxial.

En la tabla 5 se describen las dimensiones de las aeronaves tomadas como muestra y el escalamiento que se desarrolló, donde se indicada la distancia entre rotores (**dr**) y el largo de la hélice (**Diámetro hélice**) para cada una de las escalas, las cuales se dividen en cuatro datos.

- Imagen: medida tomada del plano de referencia de las aeronaves analizadas.
- Real: medida a escala 1:1 de las aeronaves analizadas.
- Hélice 14X7": medidas calculadas con la hélice de mayor diámetro en el experimento.
- Hélice 9X7": medidas calculadas con la hélice de menor diámetro en el experimento.

Tipo imagen	dr (mm)	Diámetro Hélice (mm)
Kamov k-50		
Imagen	6	72
Real	1208	14500
Hélice 14"	30	356
Hélice 9"	19.1	229
Yacolev eg		
Imagen	12	137
Real	875	10000
Hélice 14"	31	356
Hélice 9"	20.1	229
Kamov k-32		
Imagen	12	110
Real	1734	15900
Hélice 14"	40	356
Hélice 9"	25	229
Sikorsky x-2		
Imagen	8	130
Real	1624	26400
Hélice 14"	22	356
Hélice 9"	14.1	229

Tabla 5. Medidas de escalamiento de aeronaves con sistema rotor coaxial.

Con las distancias entre rotores escaladas anteriormente para las aeronaves reales, se pudo constatar que las distancias entre rotores de las aeronaves con sistema de

rotor coaxial oscilan entre 1 y 2 m. Este dato es de gran importancia para poder realizar el dimensionamiento del banco de pruebas.

Para poder enfatizar estos datos en la caracterización que se va a realizar, se tomaron los datos de dimensionamiento con base a las medidas calculadas de las hélices de 229 y 356 mm de diámetro. Donde la distancia promedio para referencia estará entre los 14.1 y los 40 mm.

Teniendo en cuenta que este es un proceso de caracterización de rotores se deben tomar distancias más allá de las que se encuentran actualmente en el mercado y así, conocer como variarían los parámetros que podrían afectar el rendimiento de un sistema rotor coaxial y analizándolo un estudio estadístico, se deben considerar medidas que estén por debajo y encima del promedio. Para esto se toman las distancias de referencia antes mencionadas y se analizara desde la distancia mínima que permita el diseño del banco de pruebas hasta 200mm como distancia máxima entre los dos rotores; no se evaluarán distancias mayores, ya que se estarían tomando longitudes superiores a 4 veces más de lo que manejan sistemas convencionales en configuración coaxial, lo cual sería ilógico para poder ser aplicado a algún concepto de aeronave.

4.3 DISEÑO BANCO

Bajo los parámetros analizados anteriormente para la selección de hélices y las distancias establecidas a las cuales se va a realizar el experimento; se plantea el diseño de un banco de pruebas que permita obtener los datos necesarios y por medio de instrumentos de medición, caracterizar un sistema rotor coaxial variando la distancia entre las hélices.

Así pues, un banco de prueba es una plataforma para experimentación de proyectos de gran desarrollo. Los bancos de prueba permiten evaluar los parámetros de funcionamiento en uno o varios componentes, a partir de mediciones que permitan comprobar resultados y si es el caso corregirlos, para así, llegar a las condiciones óptimas de dicho componente.

La función principal de un banco de prueba es corroborar y comprobar modelos matemáticos y teóricos con modelos prácticos que ayuden a visualizar de mejor manera el comportamiento de los fenómenos físicos existentes en el componente que se esté estudiando.

Otra ventaja que existe con el desarrollo de un banco de pruebas, es que, se pueden modificar los parámetros o los componentes en el sistema a evaluar sin necesidad de ser instalado en un ensamble final, lo cual disminuye los costos de fabricación y de mano de obra.

El modelo y tipo de configuración propuesto para el banco de pruebas permite cambiar y ajustar las distancias entre los rotores, manteniéndose estable frente a vibraciones producidas por los motores y a las posibles cargas que puedan efectuarse por fuerzas aerodinámicas provenientes de las hélices cuando estén en operación.

En primera instancia se procedió a realizar y trabajar en la base del soporte de las partes móviles, mecanismos, motores y bancadas de todo el sistema de prueba motriz.

Fueron usados perfiles cuadrados para la estructura del banco, puesto que estos permiten una mayor rigidez en comparación a una lámina, siendo la estructura más robusta para soportar cargas y fuerzas. El material seleccionado para dichas barras de perfil cuadrado es aluminio debido a sus propiedades mecánicas y a su fácil mecanizado. Las diferentes piezas del armazón principal se sujetaron por medio de remaches y láminas en 'L' de acero galvanizado, sujetando los perfiles de 0,0254m, los cuales conforman una estructura de 1,28m de largo por 0,36m de alto.

Para contrarrestar la fricción de la parte móvil con la estructura base, se utilizaron rodamientos, que soportan la bancada del motor móvil, permitiendo una medición de la fuerza generada por los motores de manera más limpia y precisa. Teniendo en cuenta la sección donde se ubica la planta motriz, la cual es la parte más propensa a cargas por vibración y fatigas por variación de la distancia entre los rotores se decidió soldarla logrando así una estructura más segura.

Teniendo ya la base con el riel, se prosiguió a colocar un soporte para cada motor con su respectiva batería. Por último se instaló el dinamómetro, el cual es el encargado de medir el empuje y dos vatímetros que permiten saber el consumo de los motores, puestos en dos diferentes bases, uno en la parte móvil detrás del motor y otro en la parte posterior.

En la figura 16 se muestran diferentes vistas del banco de pruebas, el cual fue diseñado en Catia® y cuyos planos se muestran en el Anexo A.

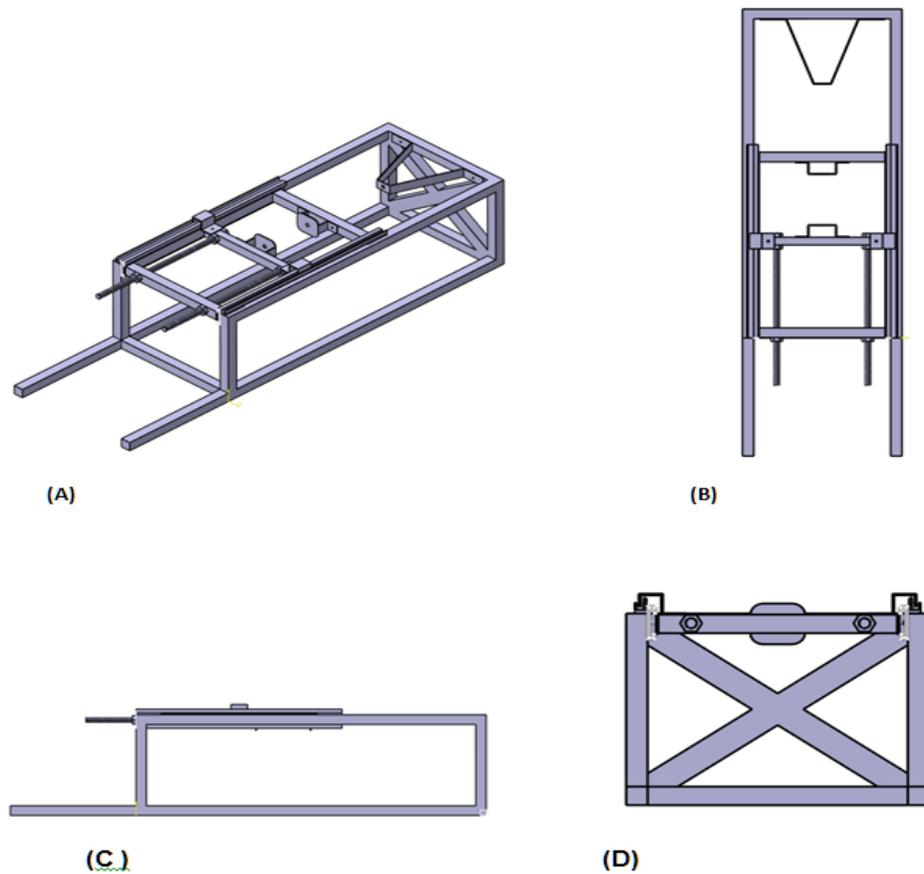


Figura 16. Estructura del banco de pruebas: (A) vista isométrica; (B) vista de techo; (C) vista lateral y (D) vista frontal.

De igual forma, en la figura 17 se muestra la estructura del banco de pruebas terminado.



Figura 17. Ensamble del banco de pruebas.

Comprendiendo que el banco se debe equipar con herramientas que permitan cuantificar los efectos mecánicos y dinámicos que se evidencian bajo la configuración de rotor coaxial, el banco de pruebas cuenta con los sensores y equipos que se muestran en la tabla 6.

Equipos de medición	Función de medición	Unidades
Tacómetro	Velocidad angular	RPM
Vatímetro	Consumo energético	V/min
Dinamómetro	Fuerza (empuje)	N
Anemómetro	Velocidad del fluido	m/s

Tabla 6. Equipos de medición para las pruebas.

Para la selección de estos componentes es necesario saber si las características que estos presentan son aptas para el banco de pruebas diseñado; a continuación se muestran en las tablas 7 a 10 las fichas técnicas de estos componentes.

Tacometro WeiHeng 40kg	
Capacidad	40kg
Alimentacion	2 pilas AA
Unidades	Kg/Lb/Oz
Otros	Auto calibración

Tabla 7. Especificaciones tacómetro digital WeiHeng.

HK-010 Wattmeter & Voltage Analyzer	
Rango de Voltaje	0 – 60 V
Rango de Corriente	0 – 100 A
Potencia	0 – 6000 W
Cell count	1 – 6S
Tipo de Bateria	LiPo/LiFe/Lilon
Peso	140 g
Dimensiones	103x49.5x20mm
Rango de Temperatura	-20~50°C

Tabla 8. Especificaciones Vatiometro Hobbyking HK-010

Anemómetro Turnigy	
Tipo de medición velocidad	mph, ft/min, km/h, m/s o knots
Tipo de medición tempera	Celsius or Fahrenheit
Tipo de luz	LCD
Batería	3V Litio

Tabla 9. Especificaciones Anemómetro turnigy.

Tacometro Extech DT-6236B	
exactitud	0.05%+1 digito
Distancia de deteccion	50 a 500 mm
Rango	2.5 a 99.999 RPM
Batería	6V DC fuente de alimentación regulada
Base de tiempo	6MHz cristal de cuarzo

Tabla 10. Especificaciones Tacómetro Extech DT-6236B.

4.4 ANALISIS DE CONDICIONES ATMOSFERICAS

Antes de realizar cualquier prueba se debe tener en cuenta las condiciones a las cuales estas se harán. Para este caso en específico las pruebas fueron realizadas en la ciudad de Bogotá, la cual es una ciudad que está a 2610m (8600 ft) de altura sobre el nivel del mar.(Bayona, 2009)

Teniendo esto en consideración se debe tener en cuenta la densidad del aire cuando se realicen las pruebas. Para esto se cuenta con un barómetro (datalogger) referencia EXTECH® SD700 que se muestra en la figura 18; el cual nos permite conocer factores como la humedad relativa, presión barométrica y temperatura en cada una de las pruebas.



Figura 18. Barómetro (Datalogger) EXTECH® DS700

Con estos datos se puede calcular la densidad del aire considerando la siguiente ecuación:

$$\rho = \frac{c_0}{T_{do}} \left(P_b - c_1 HR_{air} c_2 e^{\frac{-c_3}{T_{do}}} \right) \quad (26)$$

donde, $c_0=0.0034848$, $c_1=0.003796$, $c_2 = 1.7526 \times 10^{11}$, $c_3 = 5315.56$, HR_{air} es la humedad relativa dada en (%), P_b es la presión barométrica dada en (Pa) y T_{do} la temperatura en grados kelvin (K).

En la Tabla 11 se muestran los datos tomados para las pruebas estáticas, las cuales se realizaron en las instalaciones de la Universidad de San Buenaventura en la sala de ensayos de motores.

Humedad relativa [%]	Temperatura [°C]	Temperatura [K]	Presión barométrica [Pa]	Densidad [kg/m ³]	Densidad [kg/m ³]
56.6	18.8	291.8	75190	0.8924	0.8918
56.6	18.9	291.9	75190	0.8921	
55.5	18.9	291.9	75180	0.8921	
54.8	19	292	75200	0.8921	
55.2	19	292	75200	0.8920	
55.2	19	292	75210	0.8921	
55.1	18.9	291.9	75210	0.8925	
55.1	18.8	291.8	75210	0.8928	
56.6	18.8	291.8	75230	0.8929	
58.6	18.5	291.5	75230	0.8936	
59.3	18.5	291.5	75240	0.8936	
60.5	18.5	291.5	75240	0.8935	
65.9	16.9	289.9	75230	0.8978	
50.7	21	294	74920	0.8831	
50	20.9	293.9	74920	0.8834	

Tabla 11. Condiciones atmosféricas para pruebas estáticas

De igual forma se toman en cuenta estos datos atmosféricos para las pruebas dinámicas las cuales se realizaron en el túnel de viento de la Universidad de San Buenaventura y se muestran en la tabla 12.

Humedad relativa [%]	Temperatura [°C]	Temperatura [K]	Presión barométrica [Pa]	Densidad [kg/m ³]	Densidad [kg/m ³]
49.7	20.9	293.9	74940	0.8837	0.88892
49.1	21.2	294.2	74940	0.8829	
48.6	21.4	294.4	74950	0.8824	
48.6	21.5	294.5	74950	0.8822	
48.6	21.6	294.6	74960	0.8820	
51.5	20.7	293.7	74990	0.8848	
51.9	20.2	293.2	75000	0.8864	
54.6	18.8	291.8	75210	0.8929	
55.7	18.1	291.1	75260	0.8955	
54.6	18.1	291.1	75280	0.8958	
55	18	291	75270	0.8960	
54.6	18.3	291.3	75270	0.8951	
50.2	18.7	291.7	75370	0.8955	
50.2	18.8	291.8	75400	0.8956	
51	19.4	292.4	74500	0.8829	

Tabla 12. Condiciones atmosféricas para pruebas dinámicas.

4.4.1 Descripción flujo de aire en el túnel de viento

Teniendo en cuenta que el banco de pruebas tiene dimensiones más grandes que el tamaño de la zona de prueba del túnel de viento, se procedió a realizar las pruebas dinámicas en la parte posterior de este como se muestra en la figura 18; donde se toma una estructura con la misma malla presente en la parte delantera del túnel que tiene como función canalizar el flujo para hacerlo lineal.

A pesar de que el flujo está linealizado, debido a que el motor del túnel de viento se encuentra localizado entre el flujo y la zona de prueba, el perfil de velocidades cambiará a lo largo del diámetro de la circunferencia de salida del flujo. Para esto se toman los datos de la velocidad a lo largo del eje central considerando una distancia de referencia de 4cm delante de donde se encontraría ubicada la primera hélice durante las pruebas y así, lograr que los datos sean lo más uniformes posibles. Para el caso del flujo después de la hélice se mantiene la misma relación tomando el dato a 4cm después de la segunda hélice. Estos datos se pueden ver en el Anexo C.

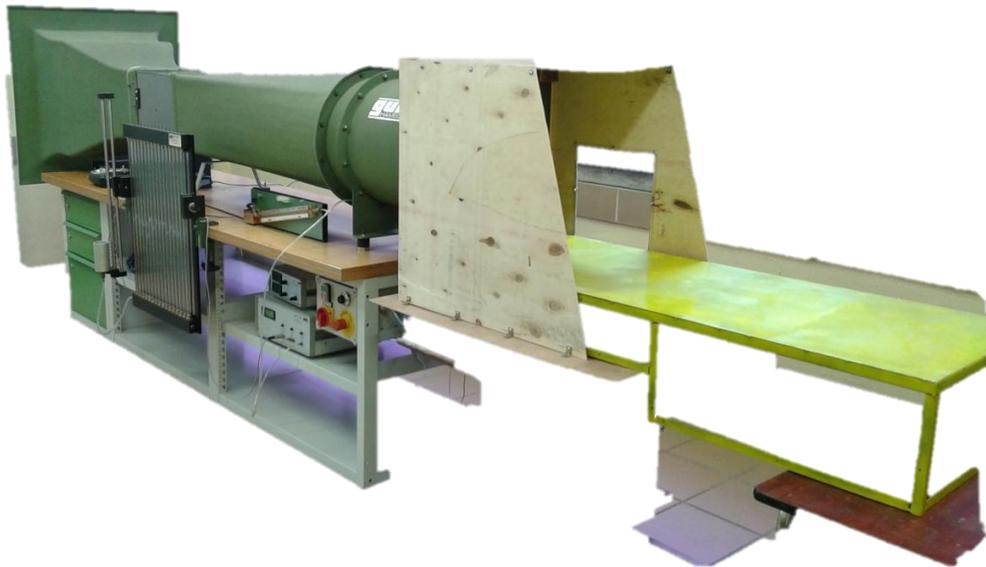


Figura 19. Configuración túnel de viento para pruebas dinámicas

En la figura 20 se muestra el perfil de velocidades a partir de los datos obtenidos

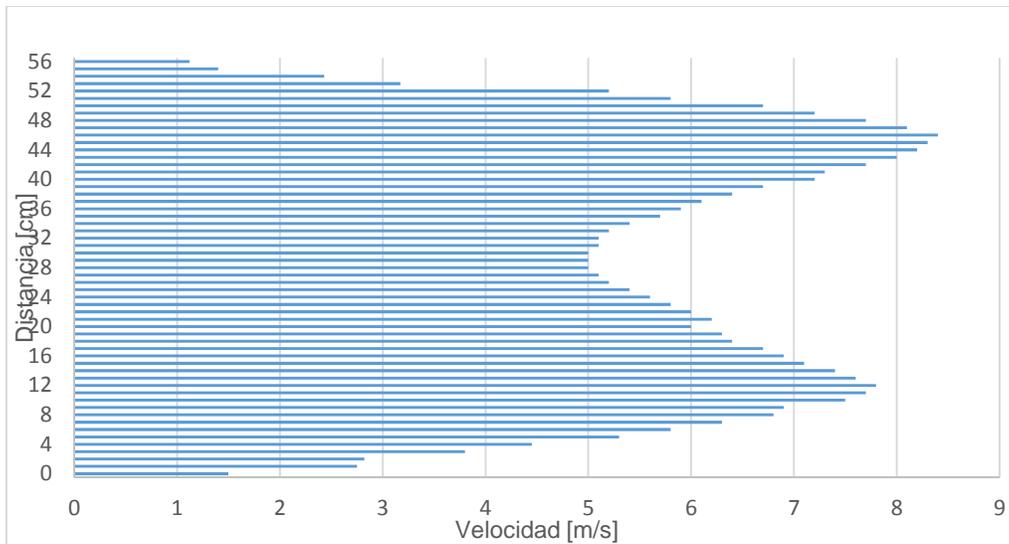


Figura 20. Perfil de velocidades a la salida del túnel de viento.

Con esta gráfica se calculó el área de la curva con el programa CATIA® y con esto se pudo obtener la magnitud de la velocidad media la cual fue de 2.59 m/s teniendo como velocidad 4 m/s a la salida del túnel.

4.5 DISEÑO EXPERIMENTAL

Teniendo en consideración que este es un proceso experimental, el cual tiene como propósito conocer algún parámetro bajo diferentes pruebas técnicas que entreguen los resultados esperados que para el caso de este proyecto se realizan conociendo el número de pruebas estipuladas al igual que la combinación de parámetros para que los datos tomados tengan una justificación y estos sean datos verídicos.

4.5.1 Proceso Estadístico

Para la elaboración del proyecto, se deben considerar los criterios estadísticos que determinan el número de pruebas a realizar, comprendiendo las variables que se analizarán con sus respectivos factores y niveles.

Cuando se habla de factores se hace referencia a todos los parámetros que son tangibles en el experimento. Los cuales se pueden dividir entre las variables dependientes y las independientes.

Las variables dependientes son aquellas que dependen de parámetros externos para dar un valor o cantidad; este parámetro no puede ser alterado por el experimentador. Las variables dependientes para este proyecto son:

- Empuje (T)
- Potencia (W)
- Consumo energético (W/h)
- Velocidad del flujo (m/s)

Por otro lado, las variables independientes son aquellas que pueden ser variadas y alteradas por el experimentador, donde no dependen de otros parámetros para definir sus valores. En este caso específico se consideran los siguientes parámetros como variables independientes:

- Distancia entre rotores
- Tipos de hélice (número de palas, paso, diámetro)
- RPM
- Velocidad del flujo (en pruebas dinámicas)

En cuanto a niveles se trata, estos se encargan de diferenciar una prueba de las otras bajo un mismo tipo de configuración geométrica. Para este caso los niveles que se plantearon son la variación de potencia que entrega los motores, el cual se divide en 4 niveles, 25, 50, 75 y 100% de la potencia máxima.

Otro método para diseñar el experimento radicaría en mantener el empuje constante mientras se genera una variación en la distancia entre rotores; lo cual determinaría los cambios que experimentarían las demás variables como lo son el consumo, las RPM, la velocidad del flujo, la velocidad del flujo. Debido a que las baterías están en una descarga constante, es muy complejo lograr mantener el empuje constante por lo cual variaría el parámetro de empuje durante la prueba, es por esto que se planteo la variación en las RPM y no en el empuje.

De igual forma, se toman niveles para la distancia entre rotores, que esta ceñido a diferentes porcentajes de la distancia máxima permitida por el diseño del banco.

Teniendo en cuenta que en estas pruebas se van a comparar diferentes hélices, estas deben tomarse como otro nivel de análisis; puesto que en cada una estas, van a variar parámetros como el diámetro, paso y número de palas.

En cuanto a las pruebas dinámicas que se realizan, se debe tener en cuenta los regímenes de velocidad a los cuales están sometidas las hélices al momento de las pruebas, estos niveles van a variar desde un valor mínimo hasta el valor máximo de las especificaciones técnicas del túnel de viento Gunt Hamburg® HM170 que oscilan entre los 5 y los 25 m/s.

Dado a lo anterior, es necesario utilizar un método estadístico que permita analizar todos los parámetros y así, encontrar los resultados esperados. Para esto se consideraron dos métodos, uno es el método de diseño factorial y otro es un método que utiliza arreglos ortogonales, conocido como el método de Taguchi.

4.5.1.1 Diseño Factorial

Los diseños factoriales son aquellos en los cuales se estudian simultáneamente dos o más factores. Para lograr esto, se deben tener en cuenta los niveles que se van a analizar en dichos factores y con estos, realizar cada una de las posibles combinaciones que puedan existir (York University, 2004).

Este tipo de diseños nos permite estudiar los efectos principales de cada factor y la relación que existe entre estos. De igual manera los grados de libertad para el error son altos, lo cual nos indica que la precisión del experimento es alta.

Las desventajas que presenta este sistema es que al tomar todas las posibles combinaciones que existen interrelacionando los niveles de cada uno de los factores. Este tipo de experimentos se vuelven extensos y muy costosos de realizar.

El principio de funcionamiento de este diseño experimental es bastante sencillo en donde, para analizar el número de pruebas necesarias se emplea la siguiente fórmula:

$$n^k \quad (27)$$

Donde, n es el número de factores que se van a analizar y k es el número de niveles que se van a utilizar para cada uno de los factores.

Teniendo en cuenta esto y aplicándolo a esta investigación se puede conocer el número de pruebas a realizar tanto para las pruebas estáticas como para las pruebas dinámicas.

En el caso de las pruebas estáticas, en donde se van a tomar como factores las variables independientes y a cada una de estas se le tomarán 4 niveles diferentes. El número de pruebas estaría dado de la siguiente manera:

$$3^4 = 81 \text{ pruebas}$$

De igual manera para las pruebas dinámicas se adiciona otro factor el cual será la velocidad de entrada, la cual va a ser modificada a 4 niveles diferentes para mantener la homogeneidad del experimento.

De esta forma el número de experimentos a realizar para las pruebas dinámicas está dado de la siguiente manera:

$$4^4 = 256 \text{ pruebas}$$

Esto nos indica que para realizar el experimento en su totalidad se necesitaría un total de 337 pruebas lo cual es un número muy alto, sin contar con que para obtener mejores resultados se deben realizar varias repeticiones lo cual doblaría y hasta triplicaría la cantidad de pruebas a realizar. Lo que implicaría un alto costo para la experimentación y debido a que solo se cuenta con un banco de pruebas el tiempo que tomaría la realización de todos los ensayos sería muy alto.

Para evitar este tipo de inconvenientes existen otros métodos que simplifican significativamente el número de pruebas a realizar. Uno de los métodos que mejor realizan este proceso es el método de los arreglos ortogonales de Taguchi.

4.5.1.2 Diseño de arreglos ortogonales de Taguchi

Este tipo de diseño es una herramienta que simplifica o elimina gran parte de los diseños estadísticos a diferencia de un proceso factorial simple. En donde, existen combinaciones que se van a repetir en diferente orden, las cuales se podrían analizar como pruebas innecesarias.

Con el método de arreglos ortogonales de Taguchi se pueden examinar diferentes factores omitiendo los que se relacionan entre sí disminuyendo considerablemente los números de pruebas a realizar, lo cual implica experimentos menos costosos y una disminución en el tiempo en la ejecución de estos.

Para desarrollar este método existen tablas las cuales indican las combinaciones que debe realizar de acuerdo al número de factores y los niveles que se van a utilizar (York University, 2004).

Existen unas tablas ya establecidas en las cuales varían tanto el número de factores a analizar, como también los niveles a los cuales se va a analizar el experimento.

Vale la pena aclarar que para poder realizar este experimento, cada uno de los factores que se estén analizando, deben tener el mismo número de niveles. Es decir, si para el factor uno se decidió tener tres niveles, a los demás factores también les debe corresponder usar tres niveles diferentes.

Para el caso específico de este proyecto, al contar con 4 factores para las pruebas dinámicas y 3 para las pruebas estáticas, los cuales serán nuestras variables independientes, considerando que se analizaran cada uno de estos a 4 niveles distintos. Se puede utilizar un arreglo tipo $16b^3$ la cual maneja los 4 niveles para proyectos que contengan entre 3 y 5 factores.

El ejemplo de cómo son las distintas combinaciones a realizar en este tipo de cuadros se muestra en la tabla 13 (York University, 2004).

³ Arreglo ortogonal 16B : tipo de arreglo ortogonal para 16 pruebas en función de 3 a 5 factores con 4 niveles cada uno

#PRUEBAS	Factor 1	Factor 2	Factor 3	Factor 4
1	1	1	1	1
2	1	2	2	2
3	1	3	3	3
4	1	4	4	4
5	2	1	2	3
6	2	2	1	4
7	2	3	4	1
8	2	4	3	2
9	3	1	3	4
10	3	2	4	3
11	3	3	1	2
12	3	4	2	1
13	4	1	4	2
14	4	2	3	1
15	4	3	2	4
16	4	4	1	3

Tabla 13. Ejemplo arreglo ortogonal tipo 16b.

En la tabla 13 se puede observar que el número de pruebas se redujo a 16, a diferencia del diseño factorial donde es necesario realizar 256 pruebas para poder obtener los resultados que permitan lograr un análisis ortogonal. Es decir, en estas, cada uno de los niveles que se están analizando, se van a repetir el mismo número de veces en cada uno de los factores que se plantearon para el análisis.

Teniendo en cuenta que se van a utilizar las variables independientes como factores, es decir, la potencia será el factor uno, el cual maneja niveles entre el 25 y el 100% de la capacidad total del motor; la geometría de las palas el factor dos, utilizando los diferentes tipos de hélices realizando cambios tanto en el número de palas como el diámetro que estas tienen. La distancia entre rotores va a ser tomado como el factor tres, variando desde la distancia mínima hasta la máxima permisible por el banco de pruebas y finalmente, en el caso de las pruebas dinámicas, la velocidad del flujo relativo será el factor cuatro, el cual varía en proporciones simétricas desde el valor mínimo en el túnel de viento hasta su valor máximo.

Cabe aclarar que, en este caso los datos a tomar serán las variables dependientes, es decir empuje, RPM de los motores, consumo energético y velocidad del flujo; estas serán analizadas de manera simultánea en cada una de las pruebas, logrando así que los datos obtenidos no varíen en cuanto a la referencia de las demás en cada una de las pruebas.

Conociendo estos parámetros se procede a realizar la matriz ortogonal, que se muestra en la tabla 14; pero esta vez teniendo en cuenta los factores y niveles especificados para este experimento.

En esta se puede observar las diferentes combinaciones a utilizar en cada una de la pruebas en particular para poder obtener los resultados para analizar los mejores parámetros de cada uno de estos factores.

Nº PRUEBAS	RPM	GEOMETRIA HÉLICE	DISTANCIA ENTRE ROTORES [cm]	VELOCIDAD DEL FLUJO [m/s]
1	2643	Hélice 1	0	4
2	3044	Hélice 2	6.6	8
3	4020	Hélice 3	13.2	12
4	3228	Hélice 4	19.8	16
5	3457	Hélice 1	6.6	12
6	4170	Hélice 2	0	16
7	5177	Hélice 3	19.8	4
8	4417	Hélice 4	13.2	8
9	4262	Hélice 1	13.2	16
10	5631	Hélice 2	19.8	12
11	6539	Hélice 3	0	8
12	5724	Hélice 4	6.6	4
13	6085	Hélice 1	19.8	8
14	7769	Hélice 2	13.2	4
15	8900	Hélice 3	6.6	16
16	8212	Hélice 4	0	12

Tabla 14. Matriz ortogonal tipo 16b con parámetros y niveles a analizar.

Otro aspecto que se debe tener en cuenta son el número de repeticiones que se deben realizar, para este caso el método de Taguchi hace referencia a los NOISE FACTORS⁴ (york university, 2004). Para el caso específico podríamos considerar la temperatura del ambiente, la densidad del aire y la humedad relativa presente.

El doctor Taguchi en su método expone estos valores como una matriz independiente, es decir que para cumplir con los objetivos que se plantean es necesario que cada una de las pruebas sea repetida en relación a estos parámetros para lograr conseguir mejores resultados.

Para el caso específico del proyecto y teniendo en cuenta que nuestros factores de ruido o noise factor son tres (temperatura, densidad y viscosidad del aire), para lograr datos más coherentes es necesario realizar la misma prueba un total de tres veces.

⁴ NOISE FACTORS: son factores que influyen en la medición de las pruebas, pero que no tienen forma de ser controladas por parte del experimentador.

5. ANALISIS DE RESULTADOS

Ya habiendo analizado los requerimientos dados para el banco se procedió a realizar las respectivas pruebas, que permitirán parametrizar el sistema rotor coaxial, a través de un paso a paso el cual indica como debe ser usado el Banco de pruebas, (Ver anexo B). Para esto se tomaron las diferentes hélices y se realizaron, pruebas con una hélice individual, en condiciones dinámicas y estáticas, las cuales permitieron conocer el comportamiento de estas, bajo las mismas condiciones de operación que las planteadas en el análisis teórico, y con esto, obtener las diferencias entre una configuración sencilla y una coaxial.

Después de efectuado esto, se procede a realizar las pruebas bajo configuración coaxial teniendo en cuenta las combinaciones en los niveles de cada uno de los factores mencionados en el proceso estadístico que se llevará a cabo para la comprobación de la mejor configuración en este sistema. Estas pruebas son realizadas tanto de manera estática como dinámica para conocer el comportamiento de las hélices y del sistema coaxial a diferentes condiciones que se podría enfrentar el sistema.

Todas las pruebas que se realizan tanto estáticas como dinámicas serán las mismas para cada una de las hélices y en cada una de ellas se realizaran las respectivas replicas con el fin de evitar datos que estén fuera de lugar y afecten los resultados y el análisis de estos.

5.1 ANALISIS ESTÁTICO

Para analizar los parámetros de rendimiento en una condición estática, se debe considerar la variación existente entre las diferentes rpm a las que van a trabajar las hélices puesto que no existe una variación en el viento relativo y por ende no se considera una relación de avance.

Teóricamente hablando, la potencia requerida para mover las palas, es más alta en comparación con el empuje entregado por parte de la hélice; al comprender la

manera en que está compuesta la ecuación de empuje, cuya magnitud depende de la potencia dada como denominador en la fórmula matemática, lo cual implica que a una mayor potencia, menor será el empuje, haciendo que el coeficiente de empuje tenga una tendencia de pendiente negativa.

Esto indica que para una tasa de empuje requerido será necesaria una mayor potencia, lo que directamente estaría afectando el consumo, siendo poco eficiente en esta medida.

El análisis de rendimiento estático está determinado por las gráficas de la figura 20, en la cual se visualizan los datos tomados teórica y experimentalmente, diferenciados con la tonalidad del color, donde el color claro con los puntos circulares describe el comportamiento del rendimiento de las hélices teóricamente y el color de tono oscuro con los puntos triangulares relaciona el rendimiento experimental.

Como se esperaba en el comportamiento del rendimiento estático experimental, el empuje se incrementó a medida que la velocidad de giro aumentaba, tal cual se visualiza en la figura 21, de igual forma, indica que la hélice de mayor diámetro, en este caso la 14x7", es la que mayor empuje presenta dada la capacidad de los motores; corroborando que los equipos suministrados en el banco de pruebas aportan los datos correctos al desarrollo de las pruebas.

Las hélices 10X7" y 10X6" tienen mayores prestaciones que las demás, cuando de rendimiento se trata, puesto que la potencia disponible por el motor es estable en consideración a las RPM y el tamaño determinado por dichas palas. Indicado esto en las gráficas de C_p y C_t , de modo que la energía mecánica que comprende el sistema rotor con tales hélices, permite un rendimiento más alto en comparación a las hélices de mayor diámetro, debido a las características del motor utilizado.

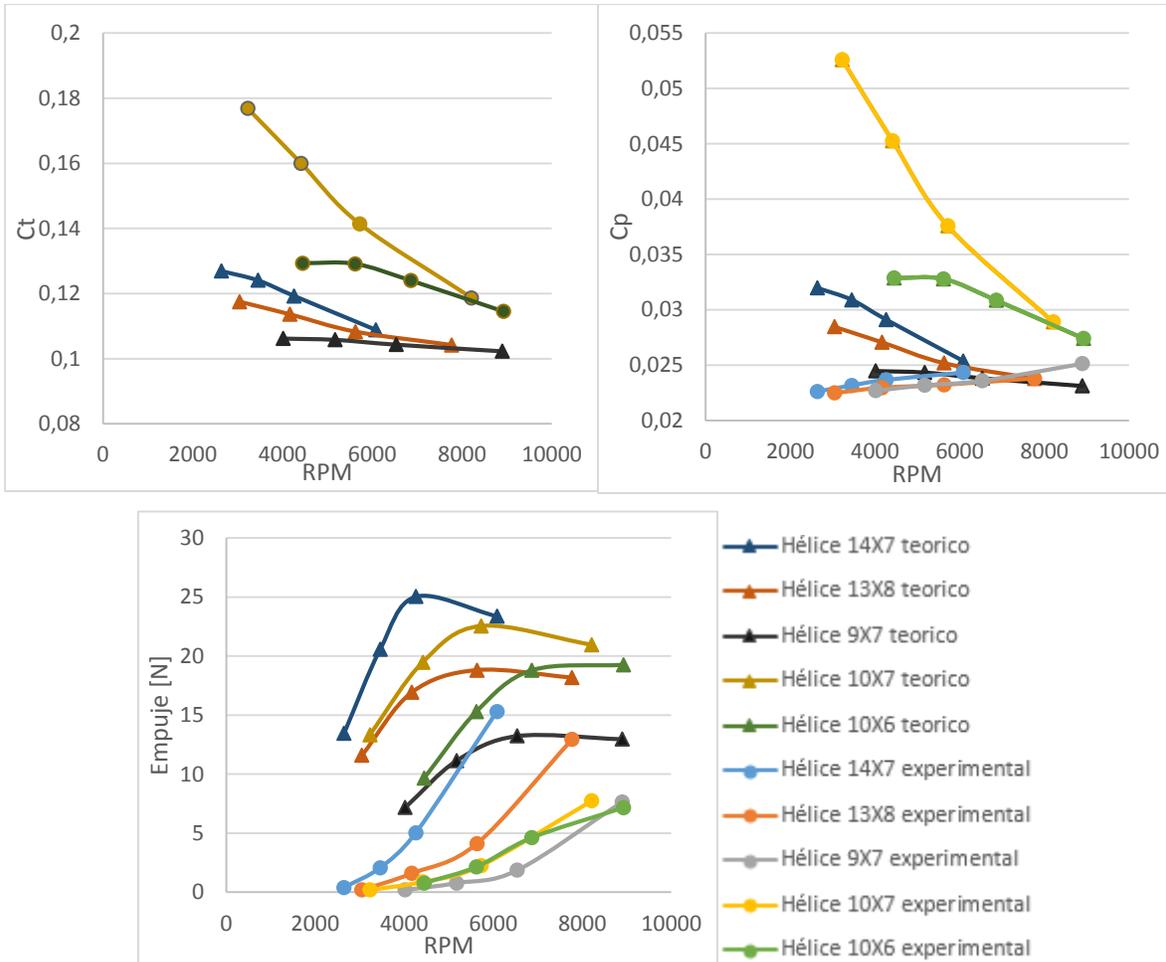


Figura 21. Comparativo de rendimiento teorico y experimental de las pruebas estaticas.

Como se mencionó anteriormente, los valores dados de manera conceptual son corroborados con el comportamiento experimental, mostrando la misma tendencia en el comportamiento de las gráficas, determinando también que las palas 14x7", 13x8" y 9x7", son inferiores en cuanto a prestaciones debido a la cantidad de energía que se requiere al intentar girar las hélices, siendo mayor la potencia requerida en relación al empuje entregado por las hélices. Visualizándose con un C_p inferior al 0,11.

5.2 ANALISIS DINAMICO

Para poder analizar el rendimiento de las hélices, se debe tener un punto de comparación entre los datos obtenidos matemáticamente y los hallados en las pruebas experimentales, el modelo matemático utilizado tiene su fundamentación en el BLADE ELEMENT THEORY por medio de las ecuaciones 3 hasta la 14, que dada su complejidad es necesario el uso de un programa computacional que en este caso sería MATLAB® que facilita el proceso iterativo (Auld, 2006), el cual se describe en el ANEXO D.

A partir de este proceso podemos conocer los valores teóricos de empuje, de modo que permite calcular los coeficientes de empuje y potencia (C_p y C_t) respectivamente, al igual que la eficiencia en cada una de las hélices.

En este capítulo del proyecto se pone en evidencia los datos extraídos por las pruebas experimentales, mostrados desde la figura 22 a la 26, las cuales muestran cierta variación en las curvas de rendimiento, cuyo comportamiento es propio del diseño de cada hélice, sin embargo es consistente con las tendencias generales; a medida que aumenta la velocidad de la hélice, el rendimiento mejora. Este resultado es más evidente a través de la eficiencia. El grado de la mejora varía de hélice a hélice, pero es una tendencia equilibrada entre los datos graficados. Esta mejora también se puede observar dinámicamente en las curvas del coeficiente de empuje, al notarse que para cada aumento en el nivel de las RPM incrementa el rango graficado para cada estado de operación.

La mejora de rendimiento acompañado por el aumento de la velocidad de la hélice es una tendencia esperada, dado que las hélices están operando con números bajo de Reynolds. Estudios realizados en estas condiciones, muestran que el rendimiento aerodinámico de perfiles de ala rotatoria mejora con el aumento del número de Reynolds. El cual tiende a aumentar a medida que se incrementa la velocidad, como se visualiza en cada una de las gráficas determinadas en condición dinámica (Ver figuras 21, 22, 23, 24 y 25) (Selig, 2004). A continuación, se presentan y analizan las tendencias observadas para las diferentes hélices.

A manera general se puede hacer una comparación entre los datos teóricos y experimentales, determinados por la tonalidad de color y figuras representativas como se explicó en las pruebas estáticas, donde las curvas de color oscuro junto con triángulos son los datos teóricos y los tonos de color claro acompañado de círculos son experimentales; dichos datos muestran un comportamiento similar en todas las gráficas a excepción de la hélice 4, como se observa en la figura 24, cuyo comportamiento teórico varía respecto a la tendencia presentada por los datos experimentales, sin embargo se conserva el mismo rango de valores, asemejándose las magnitudes de los coeficientes, lo cual expresa un respaldo en la toma de datos durante las pruebas.

Los pequeños cambios que se presentan en los valores de cada parametro se podrian deber a la falta de detalle en los calculos teoricos, debido a que estos no contemplan angulos infinitesimales y precisos en la geometria de las helices para cada seccion de la pala, restringiendo la exactitud de los datos.

A continuación se muestra uno a uno los resultados en cada una de las hélices analizadas.

HELICE 14X7

Como se puede observar en la figura 21, la eficiencia más destacada para esta hélice se da a 4262 RPM, siendo esta condición el parámetro de mejor comportamiento para el coeficiente de empuje y potencia generando los valores más altos, corroborando que dicha fase de operación aprovecha mejor la energía del motor en las condiciones atmosféricas presentes en el entorno. Puesto que al aumentar las RPM hasta la capacidad máxima del motor, la relación de estas con el empuje generado no se mantiene, provocando que la hélice pierda parte de su eficiencia y por ende el coeficiente de empuje decaiga.

El empuje más alto registrado se da con un flujo de entrada de 4m/s, lo cual respalda la teoría y tendencias del comportamiento en cuanto a la pérdida de empuje a una mayor velocidad de avance.

La potencia expresa un comportamiento similar al C_t debido a que el arrastre inducido de la hélice disminuye proporcionalmente al cambio en el ángulo de ataque percibido por la pala, ya que a mayor magnitud del flujo de entrada el valor de dicho ángulo disminuirá, expresado esto en el triángulo de velocidades para un perfil aerodinámico aplicado a rotores, por tal motivo el C_p y C_t decaen tan drásticamente como se ve en la figura 22.

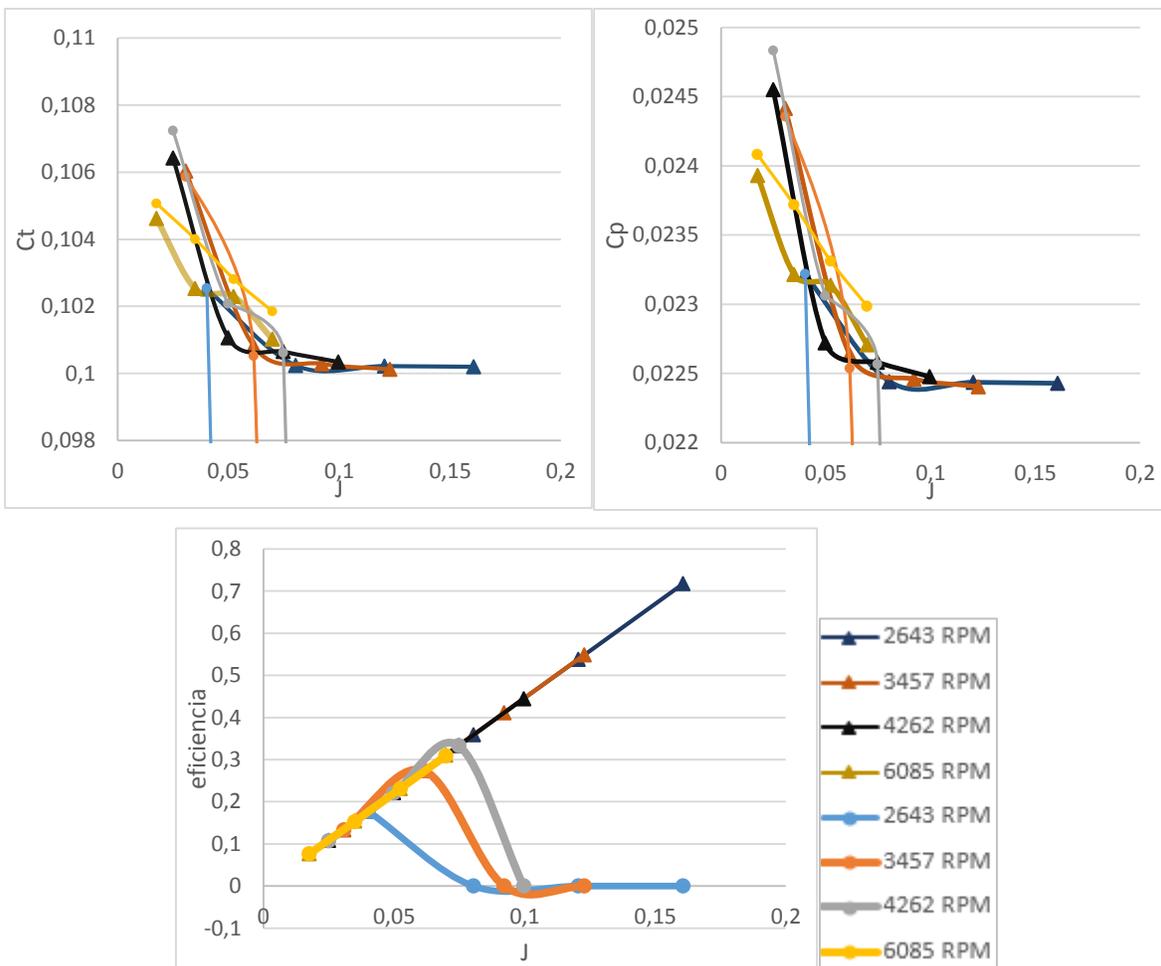


Figura 22. Comparativo de rendimiento teorico y experimental de las pruebas dinamicas helice 1.

El rendimiento que generan los datos experimentales no conserva un rango eficiente debido a que la relación de flujo es muy alta en comparación con las RPM generadas por el motor, ya que los motores no tienen la capacidad de mover las hélices para una condición eficiente y el rendimiento decae a relaciones de avance bajas, como se muestra en las graficas de C_p y eficiencia de la figura 22.

A diferencia de los datos experimentales la eficiencia teorica indica que su mejor condicion esta en la fase de operación de minimas RPM, posiblemente esto se deba a que la relacion entre C_p y C_t teoricos, tengan un mejor comportamiento respecto a la relacion de avance para tal condicion.

El comportamiento de C_t varia notoriamente en las condiciones de operación de las 3457 y 6085 rpm, ya que a medida que la velocidad del flujo de entrada aumenta, el C_t decae considerablemente, hasta llegar a una condicion de empuje minimo, pero en relacion a la situacion experimental la energia que contiene el flujo es tal, que empuja la helice en sentido contrario al avance de esta, marcando un empuje de 0kg e incluso siendo un empuje negativo, pero esto no se registra debido a que el banco no esta condicionado para interpretar fuerza negativa.

- **HELICE 13X8**

El empuje más alto registrado en las figura 23, se dio con 5611 RPM, por supuesto a la menor relación de avance (J), igual que la hélice anterior donde el empuje más alto se dio con la tercera condición de los cuatro rangos establecidos de RPM.

El coeficiente de potencia de mayor exigencia fue localizado en las mismas condiciones de mejor comportamiento para el C_t y a la menor relación de avance, es decir a 4m/s.

El rendimiento experimental no alcanza un nivel de eficiencia considerable por el orden de 0.8, que es el valor estimado para hélices de aeromodelismo, posiblemente debido a la poca potencia que generan los motores en función a la relación de avance de la presente hélice, puesto que las revoluciones son bajas para el tamaño de las palas; sin embargo, teóricamente se puede hablar que el

mejor rendimiento fue dado a 3044 RPM, probablemente debido a la relación que maneja la configuración operativa de la velocidad de entrada del flujo con respecto al tamaño de la hélice y la potencia del motor.

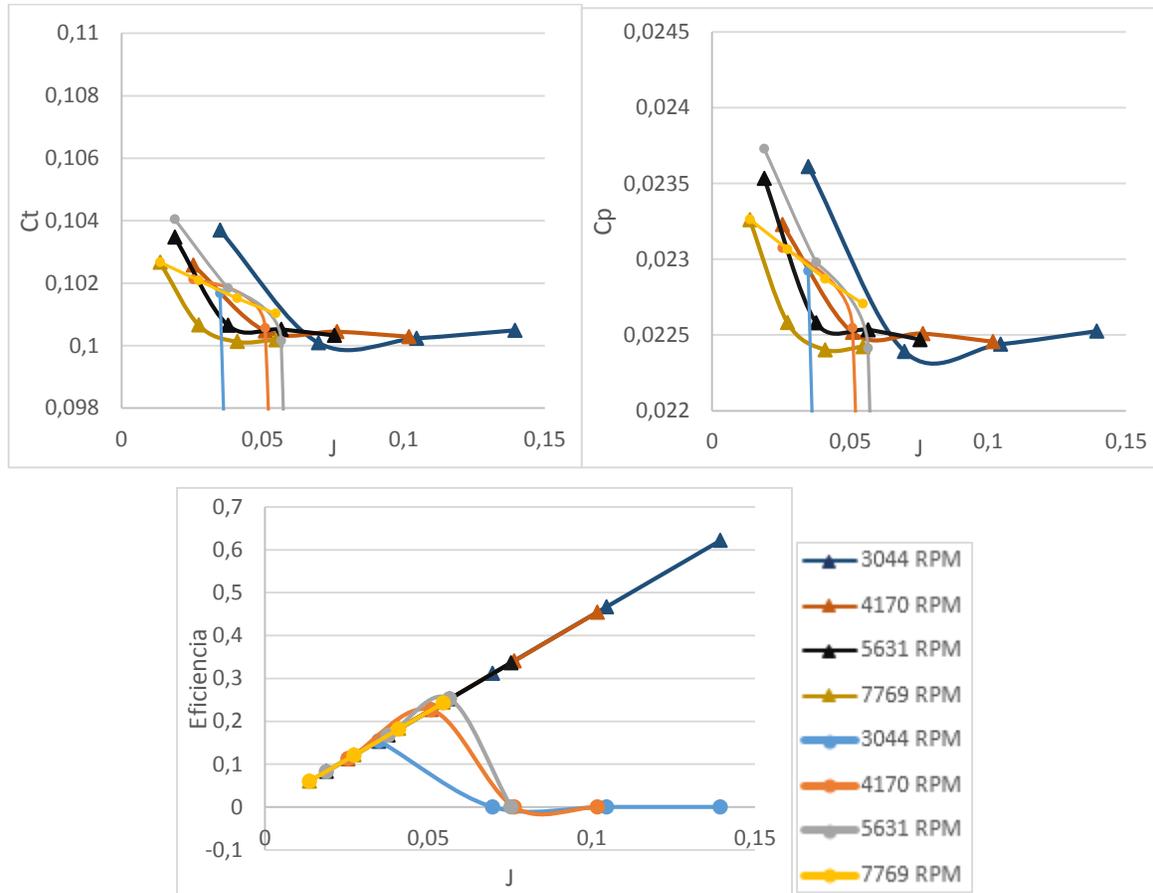


Figura 23. Comparativo de rendimiento teorico y experimental de las pruebas dinamicas helice 2.

Teóricamente, esta hélice indica que el C_p es máximo a revoluciones mínimas, siendo la hélice con la mejor relación de avance (J), mientras que C_p en condición experimental es máximo alcanzado con 5611 RPM, conservando el mismo comportamiento que en los datos del coeficiente de empuje, como indica la figura 23.

- **HELICE 9X7**

En la presente hélice descrita en la figura 24, se muestra que tanto el coeficiente de empuje como de potencia son los más destacados con la misma condición de velocidad de giro, es decir a 4170 rpm, el cual es el segundo rango establecido para la velocidad de rotación de la hélice.

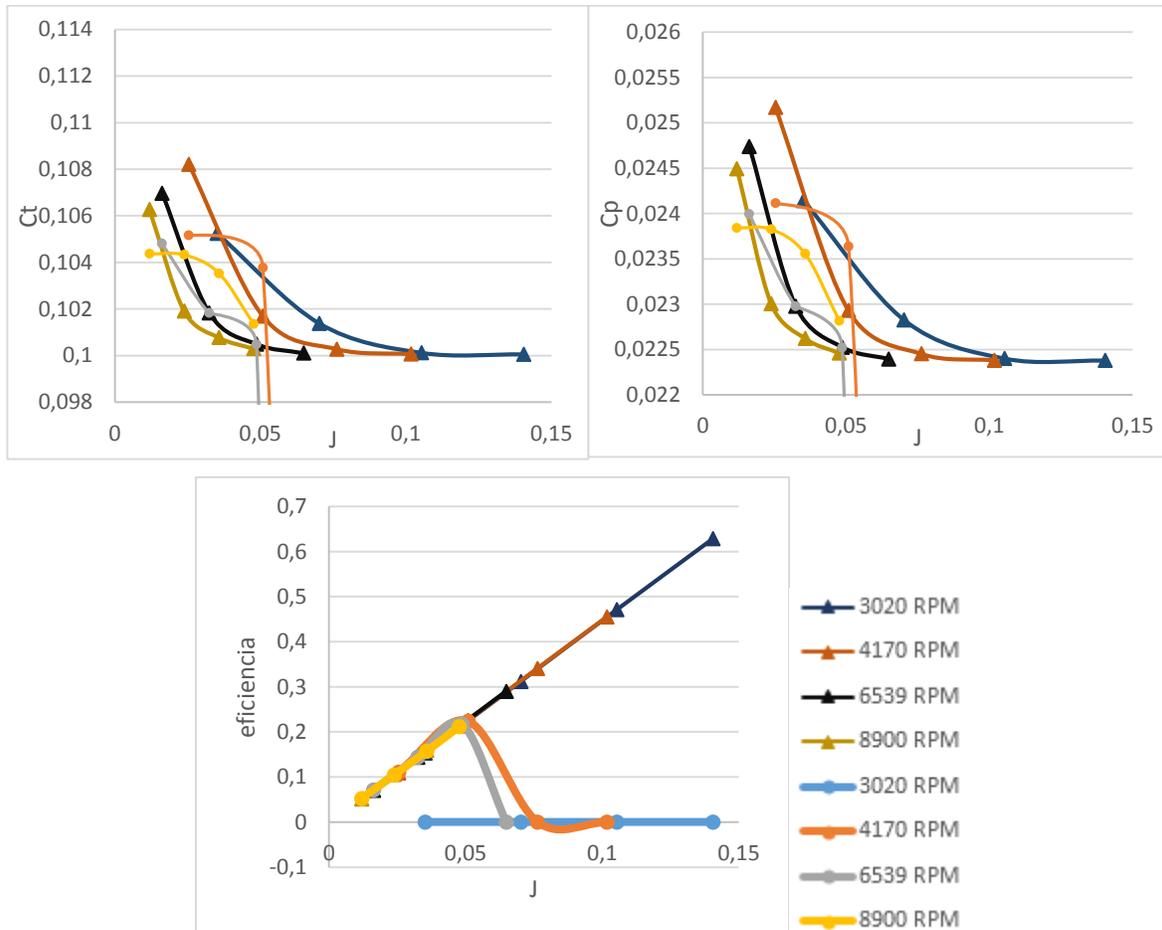


Figura 24. Comparativo de rendimiento teorico y experimental de las pruebas dinamicas helice 3.

Por otro lado la eficiencia se destaca a la velocidad de giro más lenta teóricamente, pero esta condición de RPM es la más desfavorable para los parámetros de rendimiento que describen el empuje y la potencia, considerándose como la hélice menos provechosa en aplicaciones reales con los motores empleados en las pruebas.

La diferencia presentada entre los datos experimentales y teóricos hablando de eficiencia, se debe a las pérdidas generadas durante las pruebas en el banco de ensayos, puesto que en las ecuaciones no se contemplan este tipo de variables negativas para los resultados. Por tal motivo los datos experimentales dan por debajo de los datos calculados.

Teóricamente hablando la hélice 3 es la que mejores prestaciones presenta en la aplicación de sistemas propulsores, debido a que la magnitud de C_t alcanzado es la más alta entre las demás RPM, a una velocidad de giro de 4170 RPM, manteniendo la eficiencia más alta después de la indicada por las 3020 RPM como se muestra en la figura 24, esto posiblemente se deba a la relación entre el tamaño de las palas respecto a los datos dinámicos.

HELICE 10X7

Para esta hélice ocurre una relación similar a las anteriores, donde para una misma condición de RPM, se mantiene el punto más alto para dos parámetros de rendimiento los cuales son el coeficiente de empuje y potencia cuya velocidad de giro es 5724 RPM como se ve en la figura 25, siendo el coeficiente más alto entre todas las hélices, de modo que los parámetros que contribuyen a este valor son los más indicados en aplicaciones de empuje y hablando de la eficiencia la mejor condición que presenta esta característica es a 3228 RPM.

Como se ve en la figura 25, esta hélice presenta también diferencia entre las condiciones de operación que identifican los parámetros de rendimiento más altos, siendo en el caso del C_t teórico a 4417 RPM, conservando el comportamiento en el caso del coeficiente de potencia y empuje como se mencionó anteriormente, siendo uno dependiente del otro.

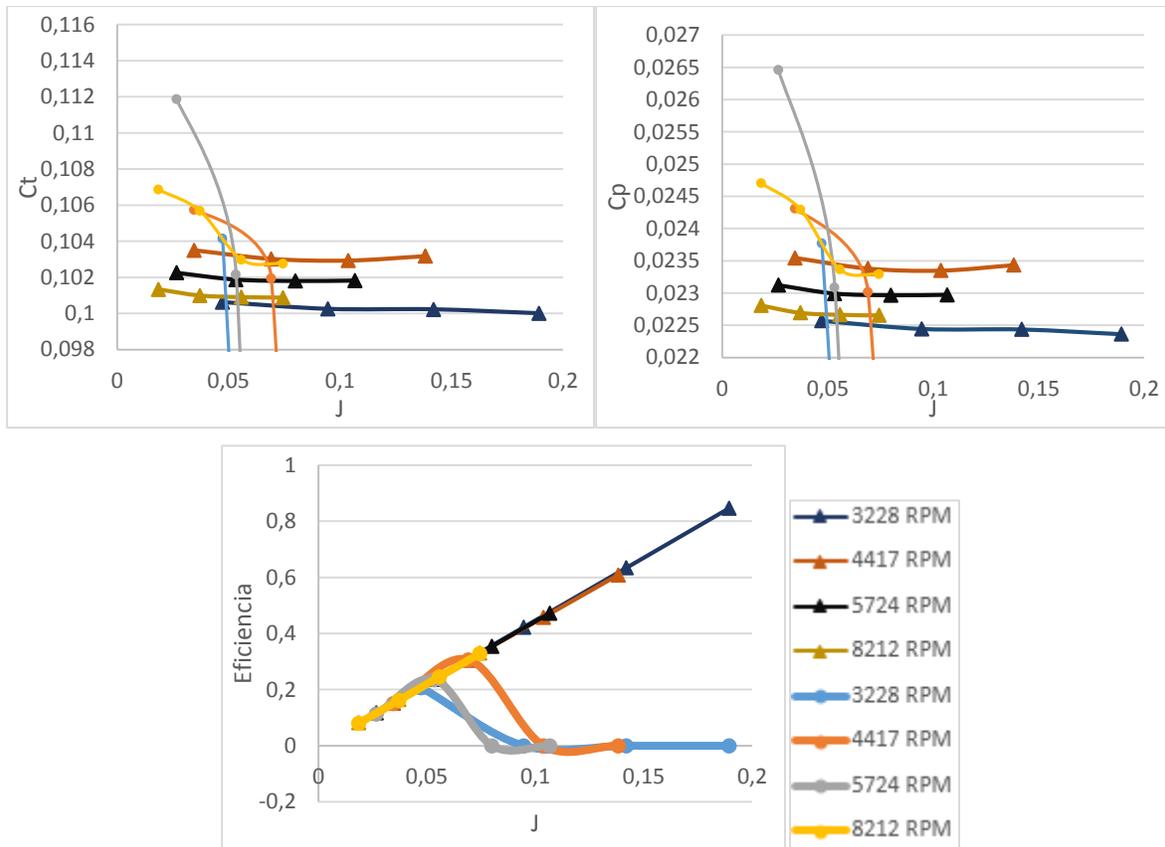


Figura 25. Comparativo de rendimiento teorico y experimental de las pruebas dinamicas helice 4.

- **HELICE 10X6 (2 palas)**

En primera instancia es necesario aclarar que para el caso de la presente hélice no hay un plano comparativo teórico, debido a que en los cálculos en ninguna parte se contempla el número de palas que pueda generar algún cambio en los resultados, de modo que solo se revisan los datos experimentales tomados durante las pruebas en el banco de ensayos.

Esta hélice al ser de poco peso y menor tamaño debido al diámetro y numero de palas, tiene un comportamiento eficientemente estable en las RPM máximas, ya que la interacción entre la velocidad de giro en este régimen y la velocidad relativa es mucho más provechosa en relación al tamaño y potencia disponible por los motores. Por lo cual la descripción del C_t y eficiencia es mayor en comparación con las hélices de 3 palas; esto se visualiza en la figura 26.

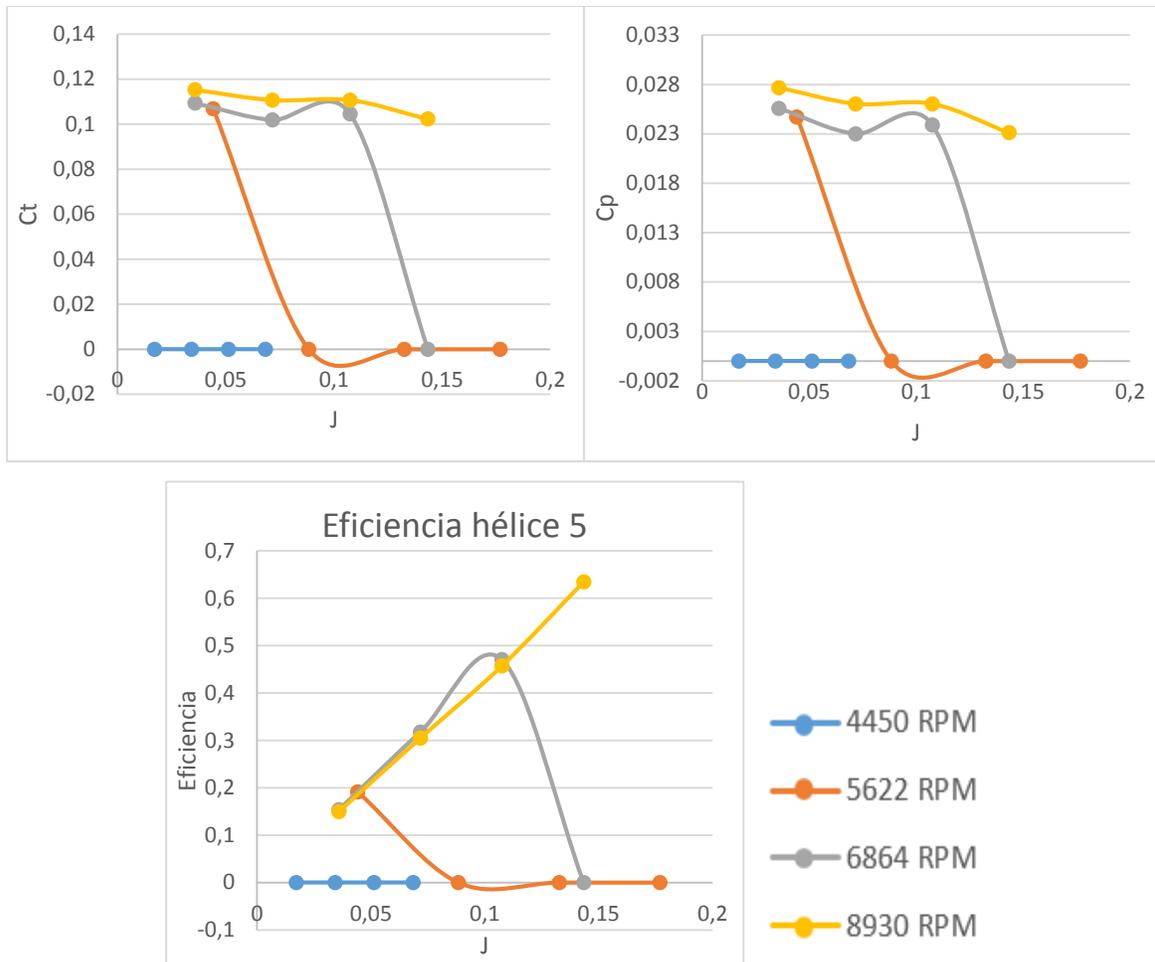


Figura 26. Rendimiento experimental de pruebas dinámicas, hélice 5.

Entre todas las hélices estudiadas dinámicamente, la hélice 10x6 es la que opera con el rendimiento más alto, debido a la relación existente entre los factores dinámicos (RPM , ρ , V_∞) y el empuje generado por la configuración geométrica adoptada por las palas, puesto que al contar con una pala menos, la resistencia al avance no es tan grande logrando mayores rpms con un empuje muy similar al producido por hélices de 3 palas, logrando con esto que el valor del coeficiente de empuje aumente, incrementando así la eficiencia.

5.3 Resultados Hélices en Configuración Coaxial

Teniendo en cuenta los datos obtenidos en las pruebas de hélice sencilla, y habiendo comprobado los datos del banco con sus respectivos valores teóricos, se procede a realizar nuevamente las pruebas, pero ahora bajo configuración coaxial. Estas se realizan colocando una segunda hélice pospuesta, variando la distancia entre ellas en rangos de a 6.6 cm comprendiendo las condiciones que se estipulan para desarrollar el método de arreglos ortogonales de Taguchi, en donde se deben considerar 4 Esto permite observar, como se comportan los diferentes parámetros analizados bajo estos cambios de distancia.

5.3.1 Comparación del coeficiente de empuje

En la tabla 15 se ven los resultados arrojados por los dos sistemas motrices, dando indicación que en un rotor coaxial es mayor el rendimiento cuando de empuje se trata, puesto que los datos para C_t son mayores en dicha configuración y también para la magnitud de fuerza.

Los datos indican que el coeficiente de empuje más alto se alcanzó con la hélice 4 en configuración coaxial, siendo esta la de mejor rendimiento. Pero, si al compararse con los resultados obtenidos de esta en hélice sencilla, se puede apreciar que esta disminuye considerablemente.

Para la primera hélice analizada se muestra como los datos en configuración coaxial son superiores a la configuración sencilla, en una diferencia de 0,0035 (valor de coeficiente) lo cual es una relación pequeña.

Este comportamiento se repite en las demás hélices ya que en ellas se observa como el valor de coeficiente de empuje en la mayoría de casos es más alto a excepción de las hélices 4 y 5 donde el C_t indica datos mayores en configuración sencilla que en coaxial. Los cambios más relevantes se dan a distancias entre rotores más bajas. Esto es causado por que al no estar tan alejadas las hélices, el efecto rotacional en el aire a la salida generado por la primera hélice no alcanza a

afectar la segunda, donde se podría suponer que el flujo se mantiene homogéneo, incluso mejorando el rendimiento por la relación del ángulo de entrada de la hélice posterior; esto tendría una gran relevancia al hablar de la eficiencia en esta segunda hélice aumentándola y así, logrando que genere un mayor empuje adicional al que ya genera la primera hélice de forma sencilla.

Este fenómeno se va disminuyendo a medida que se aumenta la distancia ya que al estar muy separadas el flujo que llega a la segunda hélice estaría ya muy disperso lo cual disminuiría la eficiencia en la hélice y por ende el empuje que esta pueda lograr.

CONFIGURACION ESTATICA			
Sistema sencillo		Sistema coaxial	
RPM	C_t	C_t	Distancia entre rotores [cm]
Hélice 1 (14X7")			
2643	0.1008	0.1076	0
3457	0.1024	0.1131	6.6
4262	0.1038	0.1155	13.2
6085	0.1057	0.1092	19.8
Hélice 2 (13x8")			
3044	0.1004	0.1081	6.6
4170	0.1018	0.1127	0
5631	0.1025	0.1105	19.8
7769	0.1042	0.1082	13.2
Hélice 3 (9x7")			
4020	0.100986	0.1116	13.2
5177	0.10244	0.1092	19.8
6539	0.10365	0.1229	0
8900	0.10810	0.1126	6.6
Hélice 4 (10x7")			
3228	0.176865	0.1147	19.8
4417	0.16	0.1162	13.2
5724	0.1413	0.1215	6.6
8212	0.1186	0.1129	0
Hélice 5 (10x6")			
4450	0.1293	0.1074	19.8
5622	0.1291	0.1089	13.2
6864	0.1239	0.1103	6.6
8930	0.1145	0.1093	0

Tabla 15. Comparativo de empuje entre hélice sencilla y coaxial

5.3.2 Comparativo consumo

Cuando se está analizando el consumo para una configuración coaxial, se debe considerar, como en este caso, que se están utilizando 2 motores lo cual implicaría un evidente aumento en el consumo. Es por eso que para este análisis, se deben considerar los datos de consumo promedio que permitan entender de mejor manera la relación que tienen los 2 motores con el consumo general del sistema y lograr ver la diferencia a usar una sola hélice.

En la tabla 16 se puede observar un incremento de energía consumida por las hélices que están sometidas bajo la configuración coaxial. Este aumento llega a ser más del doble en comparación al de rotor sencillo. Esto es debido al incremento de la resistencia en las palas bajo esta configuración, la cual es mayor a bajas RPM. Ya que al duplicarse el área de contacto entre las hélices la inercia que tiene que romper los motores será mayor lo cual implica mayor potencia y por ende un incremento en el consumo.

Este fenómeno deja de ser negativo para el estudio del sistema con niveles de RPM superiores al 75% del máximo permitido por las hélices, donde se ve un ahorro de energía al analizarse coaxialmente, por lo que se puede afirmar que este tipo de sistemas aumenta su eficiencia energética a mayor velocidad angular.

Al momento de analizar este fenómeno, teniendo en cuenta la variación en la distancia entre rotores, se pudo constatar que la variación en los datos obtenidos aumentaba al ser menor la distancia existente entre estos; esto puede ser explicado teniendo en cuenta que a distancias muy largas los efectos que tienen una hélice sobre la otra son muy bajos y estas podrían considerarse cada una como una hélice independiente.

CONFIGURACION ESTATICA			
Sistema sencillo		Sistema coaxial	
RPM	Consumo (W)	Consumo (W)	Distancia entre rotores [cm]
Hélice 1 (14X7")			
2643	1.4	3.6	0
3457	4.1	12.45	6.6
4262	10.27	26.37	13.2
6085	44.87	40.37	19.8
Hélice 2 (13x8")			
3044	1.4	3.5	6.6
4170	3.67	16.81	0
5631	8.93	22.85	19.8
7769	40.27	40	13.2
Hélice 3 (9x7")			
4020	1.4	2.97	13.2
5177	3	3.91	19.8
6539	5.63	16.81	0
8900	20.83	17.15	6.6
Hélice 4 (10x7")			
3228	1.3	2.7	19.8
4417	3.2	6.55	13.2
5724	5.87	15.21	6.6
8212	23.37	22.78	0
Hélice 5 (10x6")			
4450	3.13	2.67	19.8
5622	6.97	5.4	13.2
6864	14.57	9.28	6.6
8930	24.37	17.61	0
NOTA: en configuración coaxial, los datos de consumo son los correspondientes al promedio entre los 2 motores.			

Tabla 16. Comparativo de consumo entre hélice sencilla y coaxial

5.3.3 Comparativo velocidad del flujo

Haciendo una comparación entre flujos generados por los rotores como se muestra en la tabla 17, se encuentra que el sistema coaxial incrementa más el fenómeno de aceleración del viento, esto es debido a que la primera hélice genera una aceleración en el flujo el cual es recibido por la segunda hélice, acelerándolo con mayor energía, puesto que la presión dinámica aumenta; de modo que para todos los tipos de hélices la velocidad antes y después para cada configuración coaxial, aumenta aproximadamente un 40% al compararse con una hélice sencilla.

Lo anterior indica un respaldo de los datos arrojados por el dinamómetro, puesto que al haber una mayor cantidad de masa de aire trasladándose en un mismo tiempo, se corrobora un mayor efecto en la diferencia de presiones del sistema respecto a una configuración sencilla de una coaxial.

Si se analizan las relaciones de flujo entre la distancia mínima y la máxima en el sistema coaxial, esta es menor, aproximadamente en un 2% para las distancias máximas, lo cual no afecta mucho el cambio que se genera en el flujo; este fenómeno se puede explicar al decir que los efectos generados por la succión de la segunda hélice no alcanzan a ser tan significativos como para afectar la velocidad de entrada en la primera; esta succión disminuirá paulatinamente hasta que llegue un punto en el que la succión de la segunda hélice no genere un efecto sobre la primera y esta velocidad no va a cambiar a si se estuviera haciendo un análisis de hélice sencilla.

Dicho de otro modo, si la distancia entre rotores aumenta, se puede deducir que al ir incrementando la intensidad de la operación en cuanto a velocidad de giro determinado por las RPM, la diferencia o relación existente entre las velocidades coaxial y sencillo antes de la hélice disminuye, así las RPM estén al 100% de la potencia.

RPM	FLUJO ANTES		FLUJO DESPUES		Distancia entre rotores [cm]
	Velocidad [m/s]		Velocidad [m/s]		
	Sistema Sencillo	Sistema Coaxial	Sistema Sencillo	Sistema Coaxial	
Hélice 1 (14X7")					
2643	1.93	3.83	6.53	12.5	0
3457	3.57	6.73	10.9	20.43	6.6
4262	4.4	6.97	15.33	25.1	13.2
6085	7.27	7.23	24	26.87	19.8
Hélice 2 (13x8")					
3044	2.13	3.37	6.33	13.53	6.6
4170	3.53	6.33	10.53	22.2	0
5631	4.97	7.77	15.23	25.37	19.8
7769	8.07	7.83	25.17	30.77	13.2
Hélice 3 (9x7")					
4020	2.17	4.93	8.83	16.4	13.2
5177	2.93	5.47	12.13	16.87	19.8
6539	5.07	6.17	16.3	33.03	0
8900	6.87	6.28	20.77	34.4	6.6
Hélice 4 (10x7")					
3228	1.83	3.4	7.73	13.9	19.8
4417	3.37	5	11.67	20.4	13.2
5724	3.83	6.4	16	30.67	6.6
8212	6.27	8.07	27.17	34.13	0
Hélice 5 (10x6")					
4450	2.57	3.87	12.43	14.33	19.8
5622	4.1	4.03	17.23	20.3	13.2
6864	5.53	5.43	22.7	26.07	6.6
8930	7.07	7.2	26.93	32.77	0

Tabla 17 Comparativo de velocidad de flujo entre hélice sencilla y coaxial

5.3.4 Comparativo de coeficiente de potencia [C_p]

La potencia indicada en las hélices de 3 palas, expresa que existe una mayor potencia en la configuración coaxial para las hélices más grandes, mientras que en las demás hélices se exige un mayor C_p en configuración sencilla. Hablando propiamente de la potencia como unidad de Watts, en configuración coaxial la relación de potencia es mucho más alta en los rangos del 25 y el 75% de las RPM. Cuando se analiza al 100% del rango de RPM, la potencia de la hélice sencilla es mayor que la requerida por la misma en configuración coaxial.

Por ejemplo, si tomamos la hélice 1, que para las pruebas coaxiales se asume un nivel de RPM del 100% con una distancia de 19.8 cm, la cual es la mayor distancia de análisis, se constata que en comparación con la hélice sencilla se presenta una mayor potencia. Esto da a creer que para esa distancia, la estela del flujo genera que la segunda hélice reciba el flujo uniforme, con un perfil de velocidad más provechoso y con mayor energía cinética, haciendo que esta pueda girar con mayor facilidad apoyado por los fenómenos mencionados, requiriendo niveles más bajos de energía por parte del motor

La distancia en este caso genera que haya una disminución en la variación entre las dos configuraciones rotoras, de modo que a mayor distancia la potencia requerida para el motor de la hélice que recibe el flujo de la otra, es más baja en relación a la distancia mínima entre ellas. Por otro lado, se puede decir que la distancia más crítica para la potencia y directamente para la energía requerida por parte del motor, se encuentra a la distancia de 6,6 cm ya que en esta distancia se dispara la potencia a valores muy altos, a excepción de la hélice 10x6, dado al rendimiento que la caracteriza como se mostró en el análisis de la figura 25, al ser una hélice de tamaño y peso acorde a los motores utilizados, donde la relación de flujo y potencia requerida cambia respecto al comportamiento dinámico de las demás hélices en prueba.

La configuración que mayor potencia produce en función de la distancia, está dada con la hélice 2 de 13x8 puesto que es la hélice que mayor relación de avance maneja respecto a una vuelta realizada por la hélice generando mayor drag,

restringiendo la capacidad de giro por parte de la hélice, posiblemente por conservar un twist mayor, que las demás hélices. La hélice 5 por estar compuesta por solo dos palas permite que el flujo desarrollado en la operación beneficie la capacidad de giro de los rotores en configuración coaxial, de modo que para potencias requeridas bajas, es mejor utilizar hélices de dos palas, en relación a hélices de tres palas ya que el consumo se verá reflejado por este fenómeno.

CONFIGURACION ESTATICA			
Sistema sencillo		Sistema coaxial	
RPM	Cp	Cp	Distancia entre rotores [cm]
Hélice 1 (14X7")			
2643	0.0226	0.0249	0
3457	0.0231	0.0269	6,6
4262	0.0236	0.0277	13,2
6085	0.0243	0.0255	19,8
Hélice 2 (13x8")			
3044	0.0224	0.0251	6,6
4170	0.0229	0.0267	0
5631	0.02322	0.0259	19,8
7769	0.02379	0.0251	13,2
Hélice 3 (9x7")			
4020	0.0525	0.0263	13,2
5177	0.0452	0.0255	19,8
6539	0.0375	0.0304	0
8900	0.0289	0.0267	6,6
Hélice 4 (10x7")			
3228	0.0525	0.0274	19,8
4417	0.0452	0.0280	13,2
5724	0.0375	0.03	6,6
8212	0.0289	0.0268	0
Hélice 5 (10x6")			
4450	0.0328	0.0249	19,8
5622	0.0328	0.0254	13,2
6864	0.0308	0.026	6,6
8930	0.0274	0.0255	0

Tabla 18. Comparativo de potencia de las hélices bajo configuración sencilla y coaxial.

5.4 Método Taguchi para obtener la mejor configuración

Siguiendo con lo planteado en el capítulo anterior, se aplica el método estadístico de Taguchi para encontrar la mejor configuración presentada por un rotor coaxial específico. Para esto se debe tener en cuenta los valores promedio de cada una de las pruebas que fueron establecidas por el método en mención. Para lograr esto se requiere de dos entornos diferentes en la experimentación, como lo es la condición estática y dinámica, para cada una de estas, se analizaran los parámetros que determinan el rendimiento de motores en función de los diferentes factores independientes que determinan cada prueba.

Para lograr esto se debe tener en cuenta la homogeneidad en los parámetros analizados utilizando una regresión logarítmica estipulada por el Dr. Taguchi con los datos obtenidos de las pruebas coaxiales. Para esto se debe utilizar la siguiente ecuación.

$$\frac{S}{N} = -10 \log\left(\frac{1}{n} * \sum \frac{1}{y_x^2}\right) \quad (28)$$

donde, n es el número de niveles y y_x es el dato que se obtuvo del parámetro que se esté analizando sumado a sus respectivas repeticiones.

Con esta ecuación se toma la relación promedio de los datos para todos los parámetros en cada una de las pruebas. Es decir, cada prueba tiene parámetros definidos, los cuales se analizan bajo nivel específico, teniendo en cuenta el estipulado en la matriz del arreglo ortogonal.

Con los datos obtenidos se sacan los promedios de la relación S/N, donde, se debe tener en cuenta el promedio de las repeticiones en cada prueba, en las que relacione un nivel específico para cada uno de los factores; esto con el fin de dar un acercamiento al comportamiento de cada factor, en cada uno de los niveles que se están considerando en el experimento. Este proceso se repite para cada una de las variables que se estén analizando.

5.4.1 Análisis estático

En primera instancia se realiza el análisis estadístico para las pruebas estáticas, para este caso no se va a contemplar la velocidad en el flujo de entrada, para el proceso va a ser tomada como 0; omitiendo el parámetro de la velocidad en el posterior análisis, ya que en condiciones estáticas no hay un flujo externo que altere el flujo relativo percibido por la hélice. Utilizando el método de Taguchi se obtienen las condiciones de operación de los rotores coaxiales dado en cada uno de los niveles teniendo en cuenta la relación entre factores. A continuación se muestra la influencia de cada uno de los factores en el rendimiento general del sistema rotor coaxial.

5.4.1.1 Influencia de las RPM en parámetros del sistema coaxial bajo condición estática.

Este consiste en la graduación de energía que se desea sobre los motores, regulado con un dial ubicado en el control remoto con el que se parametrizan 4 rangos de RPM, desde el valor mínimo hasta un máximo entregada por el motor.

Para el análisis de los parámetros se hace necesario entender el comportamiento de todos los factores que contribuyen y hacen parte de la toma de datos en configuración coaxial, con el fin de entender las condiciones a las que se somete cada hélice de acuerdo al estado de operación de cada uno de los factores independientes. Este comportamiento se puede observar en la figura 27.

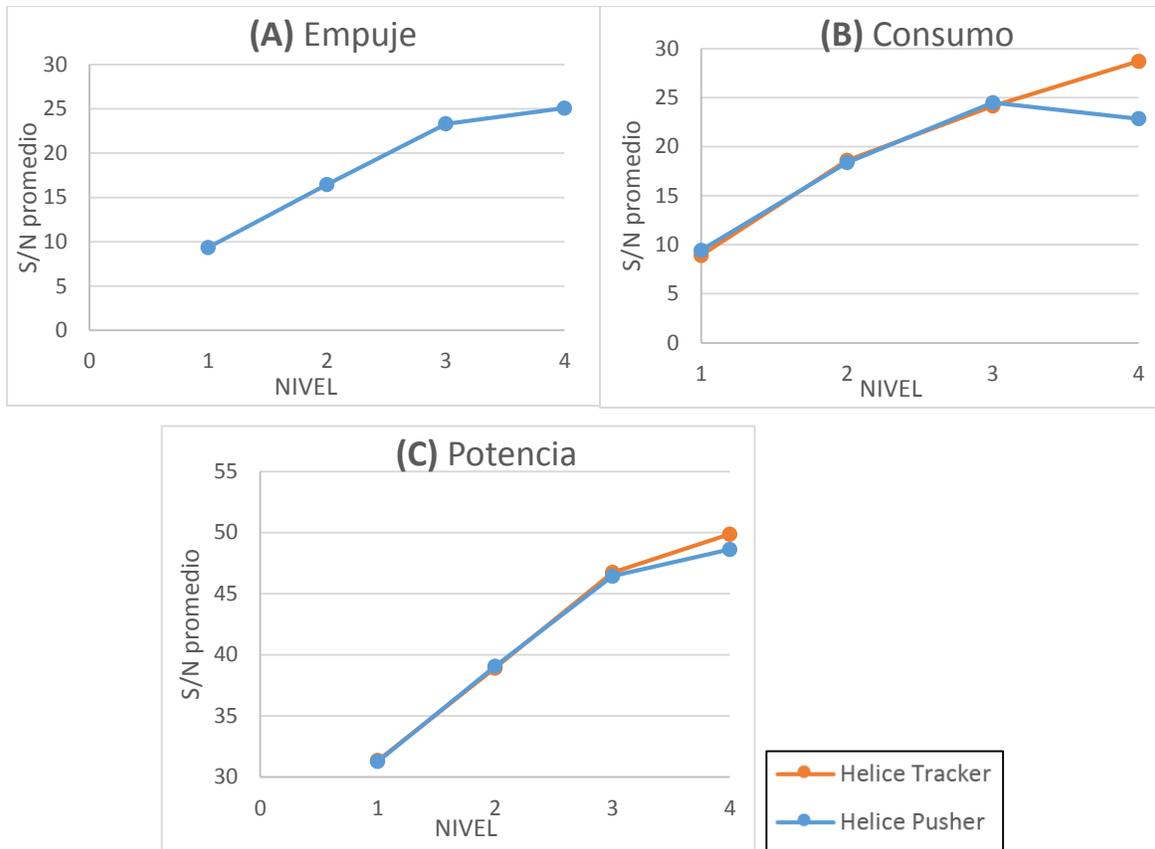


Figura 27. Parámetros dependientes en función del nivel de RPM bajo condición estática para (A) empuje, (B) consumo, (C) potencia.

En primer lugar se encuentra el empuje, el cual indica que para su mejor estado se requiere de las revoluciones máximas donde se está aprovechando la capacidad máxima de entrega de energía por parte de las baterías a los motores; por lo mismo, se refleja la mayor cantidad de energía requerida por el motor, lo que genera la mayor tasa de consumo, pero si se deseara obtener el mínimo consumo se debe aplicar un límite en las RPM, administrando la cantidad de energía suministrada a los motores.

El comportamiento de consumo en la hélice tracker tiene un aumento de gasto energético acorde al nivel de RPM, de modo que a mayor dial, mayor será la energía de operación para el rotor.

Teniendo en cuenta los efectos generados por la hélice tracker sobre la pusher se visualiza que el desarrollo de flujo y la perturbación de este, genera que a altas

revoluciones el consumo se disminuya, debido a que el flujo es acelerado, permitiendo que la hélice pusher pueda girar con mayor fluidez, este fenómeno ocurre por un ajuste en el triángulo de velocidades entre estos dos rotores donde el flujo de la primera hélice aumenta la velocidad del aire que recibe la segunda reduciendo el ángulo de incidencia, disminuyendo la presión estática sobre el medio de operación lo cual reduce la cantidad de energía suministrada a los motores para mantener una condición específica de prueba. Por ello a las máximas RPM se ve una disminución del consumo, sin ser el más bajo, pero con mayores beneficios de operación ya que se puede generar mayor empuje, sin ser necesariamente el doble de energía requerida como se suponía al contar con dos consumidores de energía.

La tendencia entre el comportamiento de potencia por parte de la hélice pusher es similar a la tracker de modo que se corrobora la información de los datos suministrados por el banco, donde, la potencia y el consumo se comportan igual casi en la misma proporción ya que como se mencionó anteriormente la potencia está en función de la corriente dada en amperios, de modo que al haber una necesidad alta o baja de corriente, la potencia de los motores variara dependiendo de este factor. Por lo mismo se busca para estos parámetros que sean lo más bajo posible, para que las exigencias de operación de los motores se puedan reducir con el propósito de cumplir una misión en particular.

Para las condiciones de la velocidad de giro, también se requieren los datos individuales para cada rotor con el fin de verificar y corroborar las variaciones que se pueden presentar entre ellos, como se muestra en la figura 27 y 28.

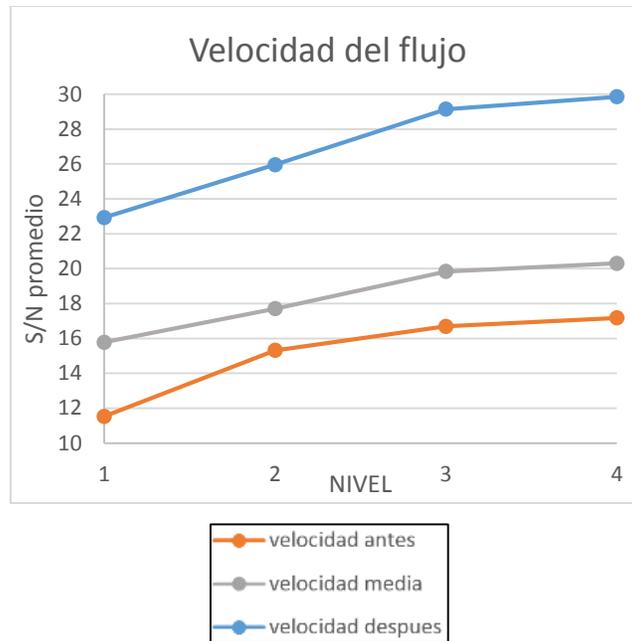


Figura 28. Parámetro del flujo en función de las RPM/ Condición estática.

Otro parámetro a tener en cuenta es la velocidad en el flujo como se ve en la figura 28. En este se ve como evidentemente entre mayor sean las RPM, los datos de velocidad del flujo aumentaran. Esta relación se mantiene casi constante entre el rango mínimo y el 75%, después de este punto se ve una disminución en la pendiente del aumento de la gráfica, esto se puede deber a que a mayor velocidad de giro que se operen las hélices, la relación de potencia de los motores contra la potencia requerida para mover una cantidad de aire específica de un punto a otro disminuya considerablemente, determinando esta condición.

Por último se puede verificar que los datos tomados, fueron extraídos de manera correcta por el banco, debido a que la tendencia de los puntos es muy similar, sin ser exactamente la mismas ya que hay diferencias entre el voltaje permisible por los motores, ya que un motor está configurado con mayor longitud de cableado, debido a la variación de la distancia entre rotores.

5.4.1.2 Influencia del tipo de hélice en parámetros del sistema coaxial bajo condición estática.

Entre las hélices estudiadas la que mejor desempeño tiene en cuanto a empuje es la primera hélice (14x7) como se ve en la figura 29, debido a que esta hélice es la

que contiene mayor diámetro y como se determinó en los análisis durante el desarrollo de los datos el parámetro más relevante para generar empuje es el diámetro.

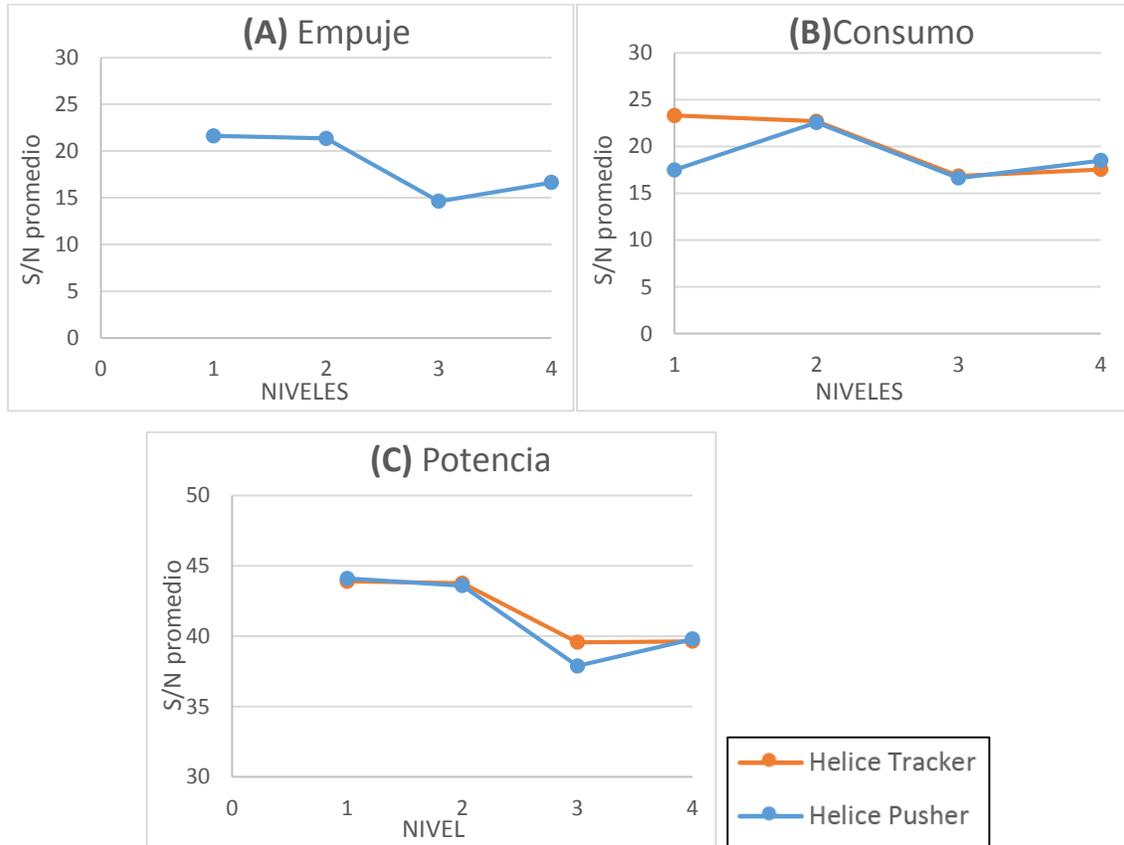


Figura 29. Parámetros dependientes estáticos en función del tipo de hélice para (A) empuje, (B) consumo, (C) potencia.

Por otro lado, en pro de buscar el menor consumo en función del tipo de hélice se puede determinar que esto se consigue con la hélice 3 ya que esta es la que contiene el menor diámetro de modo que la resistencia al avance para un giro no requerirá de mucha energía para operar a las condiciones requeridas, siendo esta hélice la que conserve el mayor coeficiente de empuje.

Por supuesto esto sigue comprobando la exactitud de los datos ya que los dos tipos de hélices señalan esta hélice como la de menor consumo.

Ahora, hablando propiamente de potencia, si se desea obtener la mínima potencia será necesario utilizar también la hélice 3 por la poca masa y peso que esta hélice contiene en relación de las demás hélices analizadas. En esta hélice se observa de igual manera, un mayor rango en la velocidad rotacional a comparación de la hélice uno, teniendo en cuenta las características antes mencionadas.

Cuando se está hablando de la velocidad del flujo, al momento de analizar el tipo de hélice, como se ve en la figura 30; se nota una pendiente negativa de poca relación en la velocidad antes de la hélice y en medio de estas. Caso contrario en las velocidades después de la hélice, las cuales tienden a aumentar, generándose una diferencia muy alta en la hélice 4 ya que la relación para esta, entre el flujo de entrada y salida es máxima, habiendo una mayor reacción en el cambio de velocidades desde un punto inicial a un punto final.

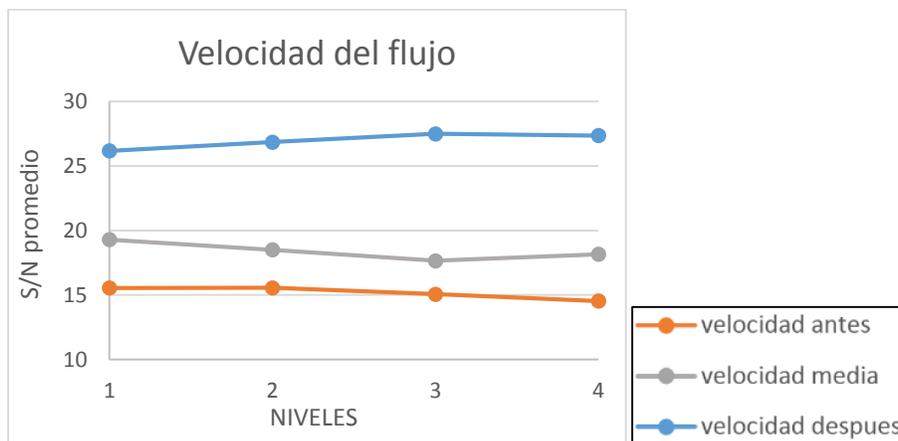


Figura 30. Parámetro del flujo en función del tipo de hélice bajo condición estática.

5.4.1.3 Influencia de la distancia entre rotores en parámetros del sistema coaxial bajo condición estática.

Entre las distancias definidas la mejor configuración es a la máxima longitud para el empuje más alto, indicado esto en la figura 31.

De igual manera que para el análisis de consumo energético se hace necesario entender el comportamiento individual por cada rotor para la configuración coaxial,

con el fin de entender las condiciones a las que se somete cada hélice de acuerdo al estado de operación de cada rotor.

De modo que al buscar el menor consumo en función de la distancia entre rotores se puede determinar que esto se consigue a la distancia mínima para la hélice tracker, mas sin embargo el consumo casi que es constante a lo largo del cambio en las distancias, mientras que la hélice pusher reduce el consumo a la distancia máxima como se ve en la figura 31.

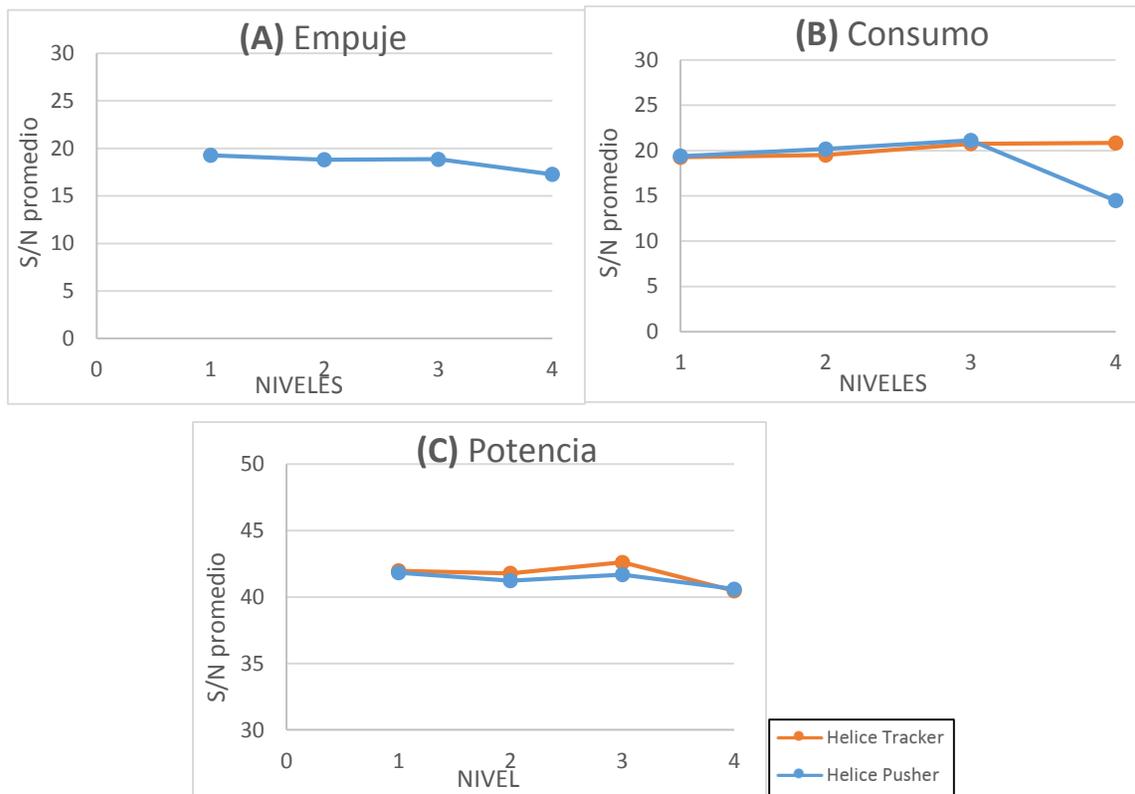


Figura 31. Parámetros dependientes en función de la distancia entre rotores bajo condición estática para (A) empuje, (B) consumo y (C) potencia.

Lo anterior se debe a la estela del flujo, que se ajusta en dicho punto para reducir el ángulo de incidencia de la hélice respecto al flujo, permitiendo una menor restricción al movimiento, viéndose esto reflejado en menor energía requerida por parte de las palas, manteniendo la operación en esta condición.

Existen algunas diferencias entre los puntos obtenidos para cada rotor individual, ya que el flujo de aire existente entre una hélice y la otra varía, incluso para una condición estática, generando que la primera hélice deba desarrollar el flujo en el que se encuentra por sí misma, logrando de este modo, que la hélice posterior perciba una velocidad relativa superior a cero, lo que permite que la presión en el ambiente disminuya y posiblemente se esté ajustando el ángulo de entrada del flujo a la hélice para un mejor desempeño y reducción del gasto de energía, por ende la potencia requerida para mover la hélice será menor a la distancia máxima.

Así que, para este caso si se desea obtener la mínima potencia será necesario utilizar la distancia máxima indicada por el banco de pruebas como se ve en la figura 31.

De igual manera se puede apreciar que la distancia entre rotores no tiene un efecto muy notorio en el cambio de velocidad del flujo como se ve en la figura 31; sin embargo, se puede observar que a medida que las hélices se alejan, existe una disminución en la relación del flujo después de la hélice, esto se debe a que al aumentar la distancia, la influencia de una hélice sobre la otra ya es muy baja por lo cual, el aumento en la velocidad del flujo después de la primera hélice no va a ser aprovechado de la mejor manera por la segunda, lo cual disminuye la relación en el cambio de la velocidad de flujo.

Este fenómeno no se hace tan notorio en las velocidades antes de la hélice y en medio de esta, ya que estas dependen, principalmente de la magnitud de la velocidad relativa y siempre mantienen la misma relación una con la otra. Vale la pena aclarar que en la velocidad media se aprecia que el valor es cero teniendo una distancia entre rotores mínima, esto se debe a que era poco seguro tomar la medida en ese punto con los rotores tan cerca. Para una primera aproximación se podría tomar como el promedio de la velocidad antes y después del sistema como se ve en la figura 32.

De este modo se hará la respectiva configuración, a partir de los mejores parámetros indicados en lo consolidado anteriormente, con el fin de corroborar la

información señalada por el método de Taguchi llegando a la mejor configuración geométrica para un estado estático.

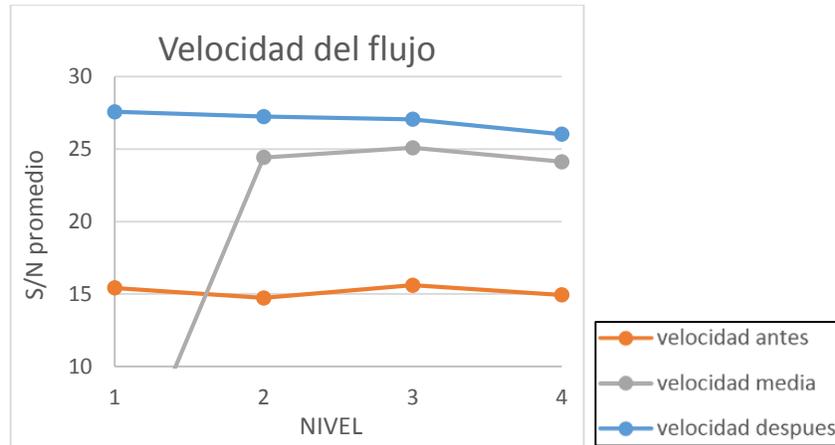


Figura 32. Parámetro de la velocidad del flujo en función de la distancia entre rotores bajo condición estática.

5.4.2 Análisis Dinámico

Para realizar estas pruebas se realizó el mismo análisis que para las pruebas estáticas, pero adicionalmente se tomó en consideración un cuarto factor que es un flujo de velocidad relativa a las que se someten las hélices, el cual surte un efecto sobre el flujo de circulación normal del sistema rotor.

5.4.2.1 Influencia de las RPM en parámetros del sistema coaxial bajo condición Dinámica.

Comprendiendo la influencia de cada uno de los factores sobre el sistema de empuje en configuración coaxial expuesto anteriormente en la sección estática, se siguen conservando dichas propiedades para una interacción del sistema en condición dinámica, con la diferencia que el flujo relativo de entrada es diferente de cero y positivo, donde será agregado como otro factor independiente de análisis.

Como se puede ver en la figura 33, el empuje conserva la misma tendencia en comparación de una condición estática, donde lo único que varía es la magnitud de

la fuerza, pero de la misma manera, a medida que se aumentan las RPM, el empuje también lo hace.

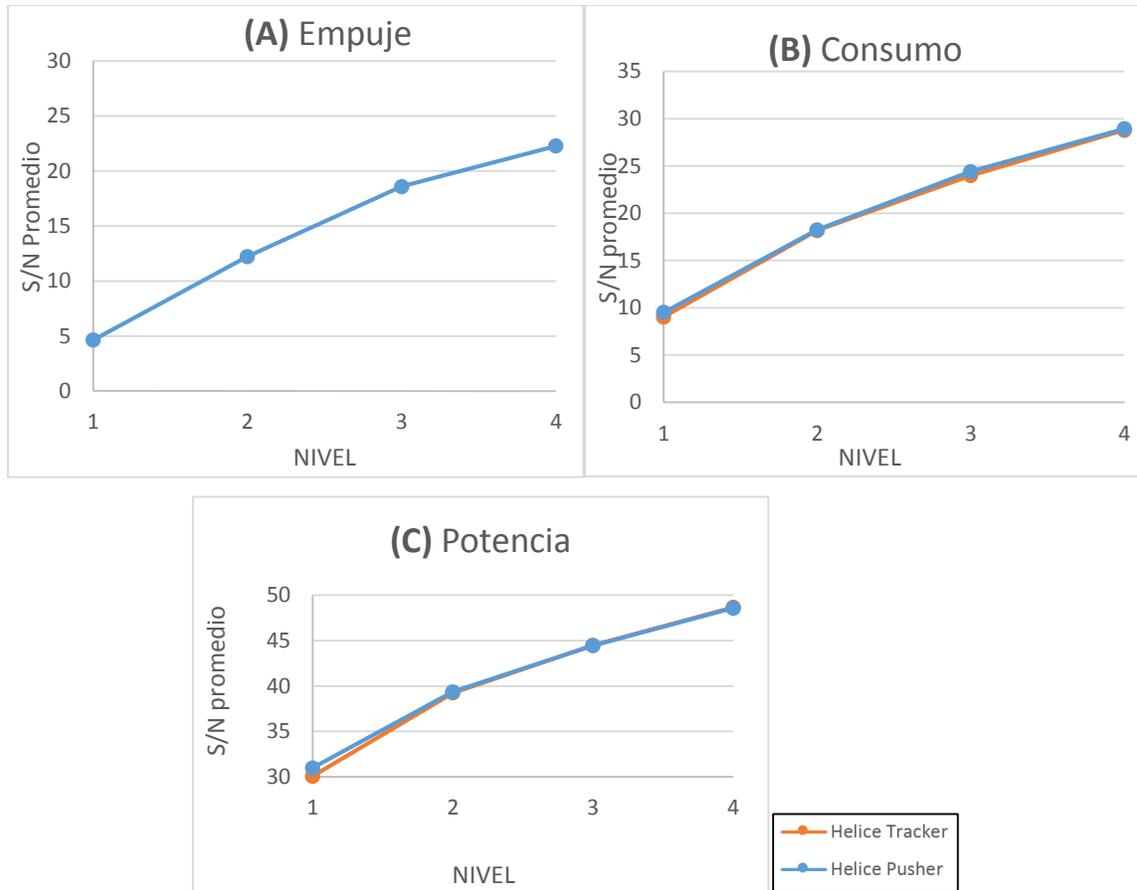


Figura 33. Parámetros dependientes en función del nivel de RPM bajo condición Dinámica para (A) empuje, (B) consumo y (C) potencia.

Hablando de consumo, este maneja la misma tendencia y magnitud de energía necesaria en comparación con las pruebas estáticas para las especificaciones de operación dadas por cada nivel de RPM, notándose que a un aumento del nivel del dial, el consumo será incrementado tanto para tracker como pusher, pero se alcanza a notar una diferencia en el consumo ya que sigue aumentando, puesto que en condiciones estáticas esta tenía una pequeña disminución, posiblemente dado al incremento sobre expuesto de la vorticidad dentro de los rotores dado al flujo adicional a la entrada del sistema, lo que genera que la hélice requiera de mayor energía para operar a las condiciones dadas y se equilibre con la otra hélice en términos de potencia como se ve en la figura 33.

Cabe anotar que el cableado que conecta todos los equipos de medición en el banco de pruebas, tienen una sección mucho más larga en la sección tracker que la pusher, debido a la característica de variar la distancia entre rotores, por lo que se podría postular la teoría de que al haber mayor longitud de recorrido de la corriente, esto generara un mayor gasto energético, por las pérdidas representadas en el material y la temperatura en cada sección longitudinal; de modo que se puede decir que las diferencias presentadas entre los dos rotores bajo configuración coaxial, energéticamente hablando estarían discrepando los datos en alguna proporción. En este orden de ideas la magnitud del consumo en la hélice tracker bajaría, lo que llevaría a decir que la hélice pusher estaría por arriba de la línea demarcada en las gráficas, y en el cuarto nivel de RPM donde se genera esa diferencia que se expone en el párrafo anterior se estarían igualando la cantidad de energía requerida para operar en ese punto.

La potencia, se conserva en términos generales, pero se alcanza a visualizar un aumento de potencia en el nivel 2 de RPM a diferencia de las pruebas estáticas.

Las velocidades del flujo en cada sección del rotor coaxial son tomadas como datos adicionales en los parámetros del sistema como se ha mencionado, lo cual muestra que en función de las RPM, la hélice tracker en condiciones dinámicas, tiene un comportamiento exponencial, lo cual es contrario al comportamiento logarítmico que tiene dicha hélice en una condición estática, esto se debe a la relación existente entre la velocidad relativa y la eficiencia del rotor como tal, entendido como la relación de avance (J). En este caso la velocidad relativa percibida por la hélice no tiene la misma interacción para los rangos de RPM, haciendo que dinámicamente cambie el comportamiento debido a que este flujo de entrada es lineal y diferente al que percibe la hélice posterior variando de manera considerable el ángulo de ataque de la hélice (ver figura 34); para el caso de la hélice pusher, esta se comporta de igual manera, logarítmicamente, tanto estática como dinámicamente.

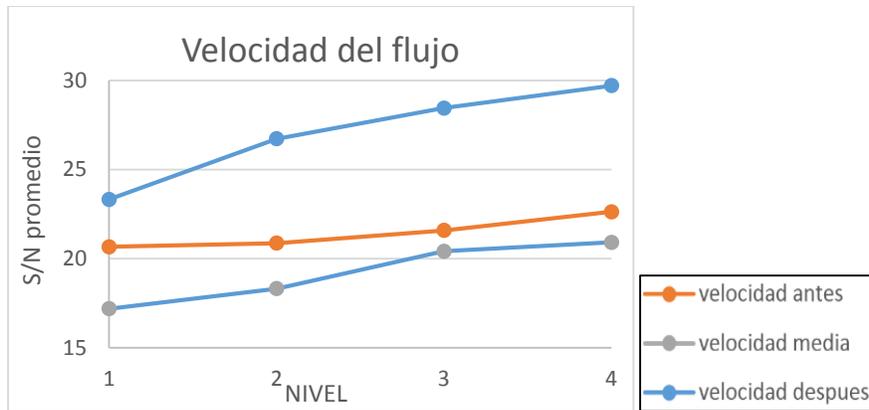


Figura 34. Parámetro del flujo en función de las RPM bajo Condición Dinámica.

La diferencia en las magnitudes de las velocidades muestra que el flujo se acelera 4 veces más de la entrada del rotor a la salida de este y en la parte intermedia del rotor, se comporta de una manera similar para cada uno de los niveles. Cabe aclarar que estas velocidades son tomadas y analizadas axialmente.

5.4.2.2 Influencia del tipo de hélice en parámetros del sistema coaxial bajo condición Dinámica.

Considerando el tipo de hélice en el rendimiento, con las hélices más pequeñas, es decir, la hélice 3 y la 4, son las que tienen un mayor rendimiento, a diferencia de las hélices de mayor diámetro, las cuales a pesar de generar mayor empuje, el consumo es mucho más elevado, considerando que se necesita de mayor potencia de los motores para poder girar las hélices a las condiciones de giro necesarias como se ve en la figura 35.

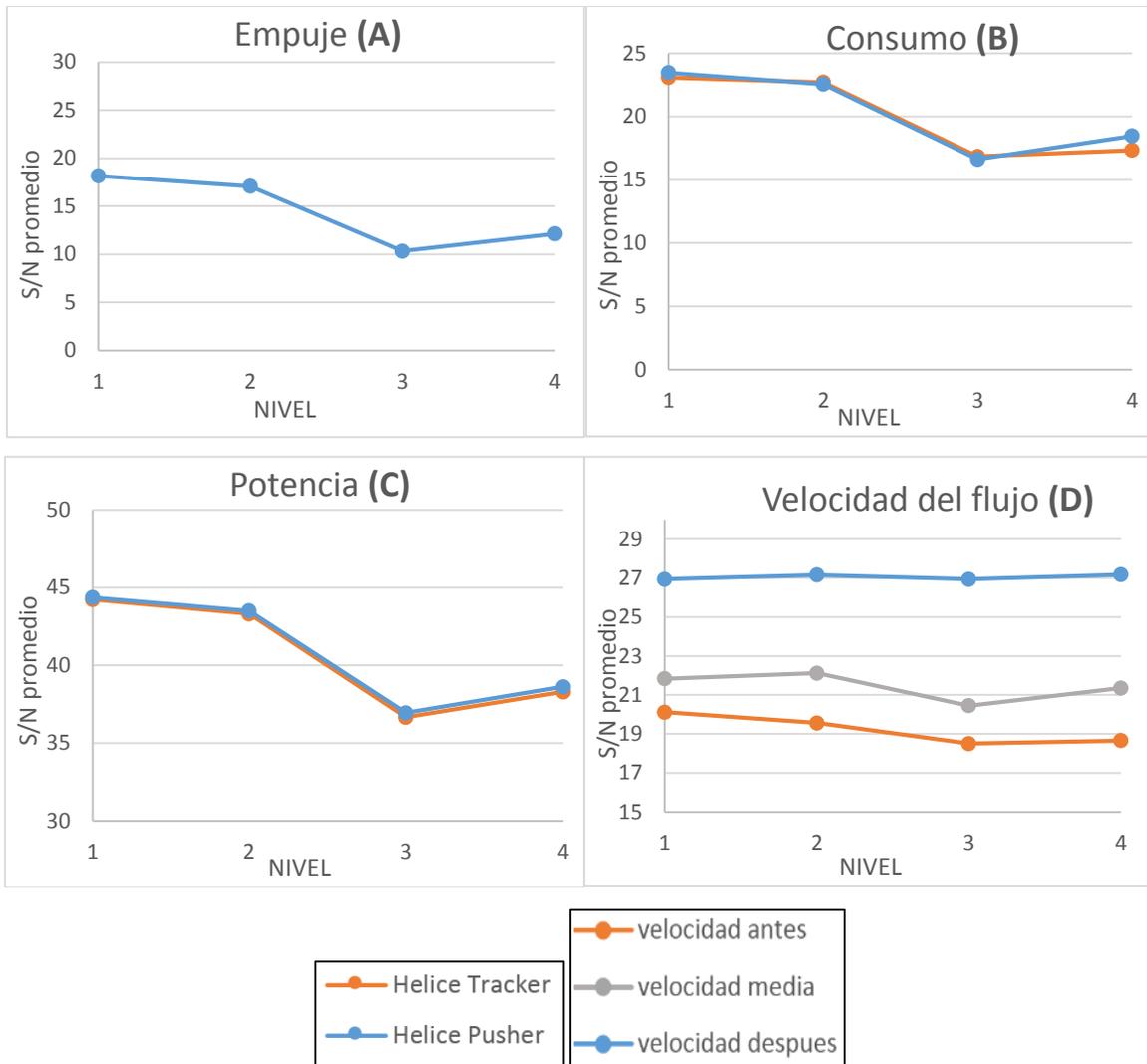


Figura 35. Parámetros dependientes en función del tipo de hélice bajo condición Dinámica para (A)empuje, (B)Consumo, (C) potencia y (D) velocidad del flujo.

Como este caso se está analizando bajo una configuración dinámica, se debe considerar que el flujo relativo va a generar una perturbación en las hélices, lo que podría ocasionar una mayor vorticidad, haciendo que la potencia necesaria por las hélices aumente aún más y por ende, también lo haga el consumo.

A diferencia de las pruebas estáticas el consumo de la hélice 1 pusher aumenta, casi que igualando la energía requerida en la hélice tracker, de modo que el aumento de la velocidad relativa desfavorece el comportamiento de la hélice 1 en la posición posterior (pusher).

La velocidad axial del flujo para este caso se ve refleja con mayor magnitud en la hélice 2, mientras que la hélice 3 es la que menos flujo de succión genera a la entrada del rotor coaxial. Lo mismo pasa en la sección intermedia, mientras que en la sección pusher las velocidades son casi constantes con todas las hélices, todo esto se aprecia en la figura 35.

5.4.2.3 Influencia de la distancia entre rotores en parámetros del sistema coaxial bajo condición Dinámica.

Teniendo en cuenta la distancia como factor de diseño y la adición de flujo relativo sobre el rotor coaxial, se requiere la máxima distancia para alcanzar el máximo empuje como se indica en la figura 36, mientras que para las condiciones estáticas se requiere la mínima distancia, esto quiere decir que se están invirtiendo las tendencias del comportamiento del empuje con un cambio en el flujo.

Existe un comportamiento por parte del consumo con alta variación debido a la distancia entre rotores, ya que el flujo interactúa de manera diferente para cada hélice del rotor, dado a la estela de flujo que genera la hélice tracker sobre la pusher, de modo que según la reducción que presente la estela posterior a la primer hélice, hace que la entrada de flujo para el rotor pusher tenga un comportamiento con mayor dificultad de rotación y operación con determinado nivel de potencia. Se puede ver a grandes rasgos que la hélice pusher tiende a consumir mayor energía a comparación de la hélice que se enfrenta al viento relativo, conservando un ahorro de energía a la mayor distancia.

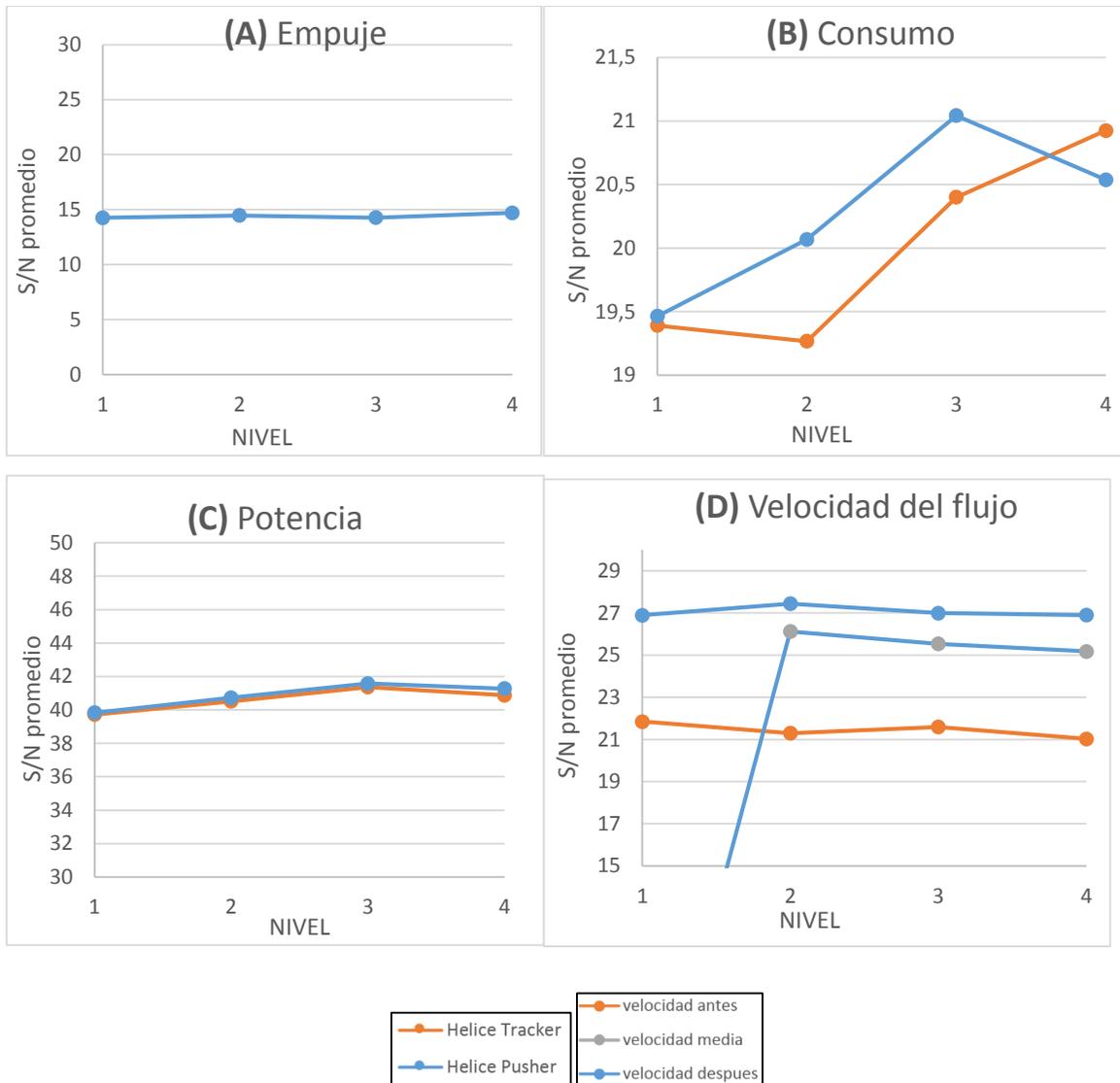


Figura 36. Parámetros dependientes en función de la distancia entre rotores bajo condición Dinámica. para (A)empuje, (B)Consumo, (C) potencia y (D) velocidad del flujo

La variación de la potencia aumenta hasta el 75% de la distancia y luego se aprecia una caída de este. No varía a grandes rasgos pero este es el comportamiento que lo caracteriza en función de la distancia entre rotores.

La distancia entre rotores no tiene mayor efecto sobre el comportamiento que presentan las velocidades axiales antes y después del sistema rotor coaxial, pero la velocidad intermedia entre los rotores aumenta en el 25% de la distancia y se mantiene casi constante hasta la máxima distancia como se ve en la figura 36.

5.4.2.4 Influencia de la velocidad del flujo en parámetros del sistema coaxial bajo condición Dinámica.

Este factor indica que a mayor velocidad del flujo relativo, el empuje disminuye, lo cual reconfirma la información arrojada por el análisis de rendimiento entre las pruebas experimentales y los datos teóricos como se identifica en la figura 37.

En cuanto a consumo se trata al aumentar del 25% al 50% la velocidad relativa de análisis, se ve una reducción en la cantidad de energía requerida para operar, luego de esto, al superar la velocidad relativa del 50% se aprecia un incremento de energía, en lo que se ve reflejado en un aumento del consumo. Estos cambios se deben a la variación en el triángulo de velocidades, que para el caso de bajo consumo se alinean de modo que facilitan la rotación y el avance de giro del rotor coaxial.

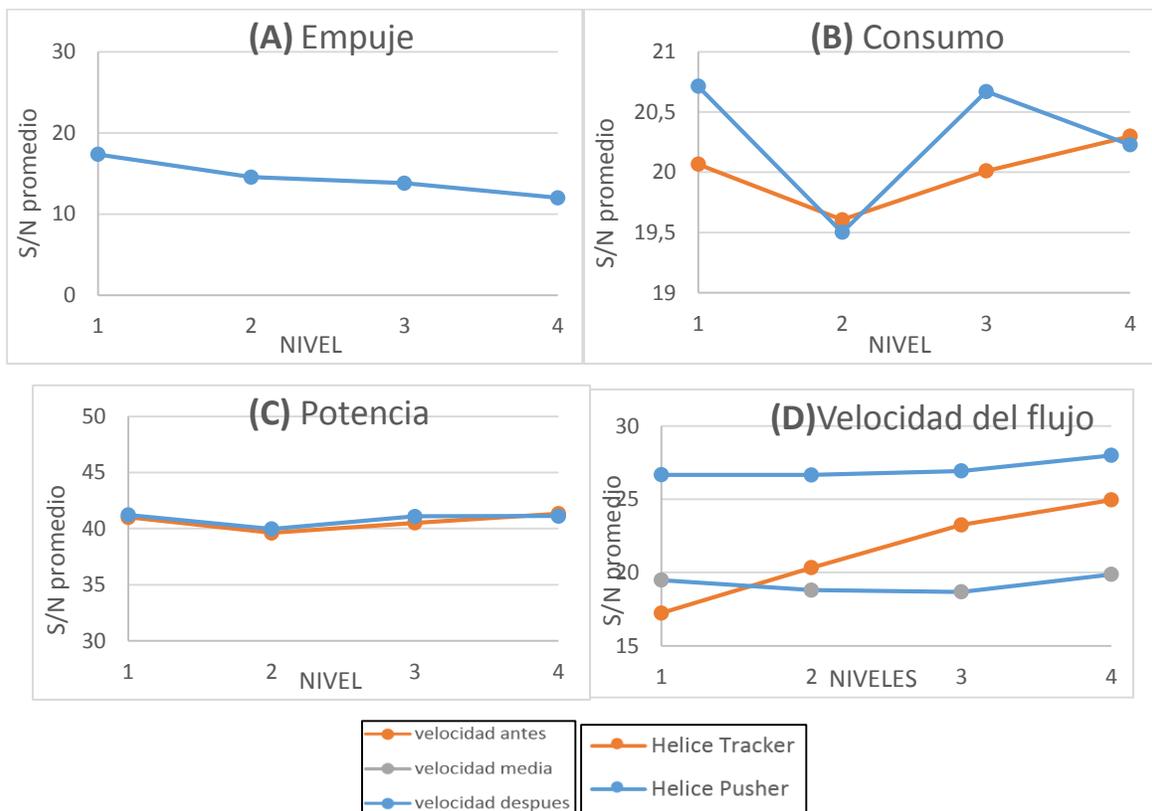


Figura 37. Parámetros dependientes en función de la velocidad del flujo bajo condición Dinámica para (A) empuje, (B) consumo, (C) potencia, (D) Velocidad del flujo.

Cuando se aumenta el flujo a un nivel del 75% de la velocidad del túnel, se aprecia que la cantidad de energía requerida de operación es muy cercana a la necesaria en el nivel del 25% para cada hélice. Esto se debe a que el flujo interactúa con ángulos de incidencia variables de acuerdo a las RPM y velocidades del flujo de entrada correspondientes.

Al aumentar la velocidad del flujo hasta su máximo valor, se aprecia que el consumo en la hélice tracker, la cual es la primera en recibir el flujo, aumenta, mientras que para la otra hélice, disminuye; esto es causado por la turbulencia generada por la primera hélice, dada la alta velocidad relativa. Esta turbulencia altera el flujo que recibe la segunda hélice, generando que esta no sea aprovechada en su totalidad.

De este modo se verifica que la mejor condición de flujo para el sistema coaxial está dado al 50% de la velocidad del banco la cual está indicada en la sección de prueba por 8 m/s. Esto se puede corroborar con la potencia indicada para cada rotor ya que a esta velocidad se obtiene la menor potencia requerida de operación siendo el segundo nivel de empuje más alto, como se indica en la figura 37.

La velocidad axial aumenta de manera exponencial a la entrada y salida del sistema rotor coaxial, pero en medio del rotor la velocidad se comporta de manera parabólica en función de la velocidad relativa, lo cual indica que el cambio más alto se da en el primer nivel de velocidad relativa del flujo medio al posterior, donde también se ve que entre el flujo antes y después del rotor el cambio más alto se evidencia a la mayor velocidad alcanzada por el túnel de viento.

5.5 Mejor Configuración de parámetros

Teniendo en cuenta los datos obtenidos en la metodología de Taguchi, se puede obtener la mejor combinación de factores para cada uno de los parámetros y así obtener la configuración de mejor comportamiento. Para esto se debe tener en cuenta los niveles del S/N promedio de cada uno de los factores y verificar cuál de estos presenta el valor más bajo o más alto dependiendo del parámetro que se esté analizando, esto tanto para pruebas estáticas como dinámicas.

Vale la pena recordar que cuando se esté hablando del nivel de RPM, se toman como niveles el 25, 50, 75 y 100% de las revoluciones máximas alcanzadas para cada hélice; cuando se habla del tipo de hélice, se manejan los valores desde la hélice 1 hasta la 4 y cuando se habla de distancia entre rotores, se manejan los niveles como 0, 6.6, 13.2 y 19.8 cm, respectivamente.

Con los resultados que se obtengan como las mejores condiciones de cada uno de los parámetros, se realizara una prueba bajo esta configuración que corrobore los datos y se observe como de esta manera, se obtendrá el valor de mejor configuración para cada uno de los parámetros que se pretenda analizar.

5.5.1 Configuración de mayor empuje

En este análisis se considera primero una condición de empuje estático. Seguido a esto se le añade el viento relativo para realizar el análisis en condición dinámica dado que el flujo que recibe el sistema en algunos casos llegaba a ser mayor que la cantidad de empuje generada por las hélices, por lo cual el empuje para estas pruebas fue tomado como 0.

En la tabla 18 se muestra la relación de S/N promedio de todos los niveles para cada uno de los factores en los cuales se ve afectado el empuje para las pruebas estáticas, resaltando los niveles que presentan las mejores condiciones para obtener el mayor empuje posible.

Nivel	S/N promedio (Nivel de RPM)	S/N promedio (Tipo de hélice)	S/N promedio Distancia entre rotores
1	9.36	21.62	19.28
2	16.47	21.34	18.81
3	23.30	14.62	18.87
4	25.09	16.64	17.27

Tabla 18. Relación S/N promedio de cada nivel para los diferentes factores de análisis de empuje en condiciones estáticas

Considerando los parámetros analizados se puede obtener la mejor configuración que para el caso del empuje sería la siguiente

- Nivel de RPM = 100%
- Tipo de hélice = 14x7"
- Distancia entre rotores = 0 cm

Estos resultados comprueban que entre mayor sea el diámetro de la hélice, mayor será el área de contacto del flujo y por ende, se obtendrá un mayor empuje.

De igual manera se observa que el mayor empuje se da con la distancia mínima entre los rotores, esto nos da a entender un poco más el fenómeno de la estela generada por la primera hélice, donde al existir poca distancia entre una hélice y otra, el efecto de esta estela sobre la segunda hélice mejora el comportamiento y por ende, esta trabajara con una eficiencia considerablemente alta que ayuda a aumentar aún más el empuje generado por la primera, si se comparara con una distancia entre rotores mayor.

Seguido a esto se realizó el mismo proceso para analizar el comportamiento de estos bajo pruebas dinámicas, es decir, como se comportan las hélices al ser sometidas a un aumento en el viento relativo de entrada. Es por esto que en estas pruebas el viento relativo también se tendrá en cuenta como otro factor de análisis cuyos niveles son 4, 8, 12 y 16 m/s, respectivamente.

Los resultados del análisis de Taguchi para el caso dinámico se muestran en la tabla 19, resaltando los promedios más altos, es decir, los que presentan las mejores condiciones para lograr el mayor empuje.

Nivel	S/N promedio (Nivel de RPM)	S/N promedio (Tipo de hélice)	S/N promedio (Distancia entre rotores)	S/N promedio (Velocidad relativa)
1	4.63	18.17	14.26	17.34
2	12.23	17.08	14.47	14.56
3	18.58	10.32	14.27	13.80
4	22.27	12.13	14.70	12.01

Tabla 19. Relación S/N promedio de cada nivel para los diferentes factores de análisis de empuje en condiciones dinámicas.

Con estos resultados, se busca cuáles son los niveles en los que se encuentra el mejor empuje, estos se muestran a continuación.

- Nivel de RPM = 100%
- Tipo de hélice = 14x7
- Distancia entre rotores = 19.8 cm
- Velocidad relativa = 4 m/s

Estos datos dan a entender que dado un flujo de viento relativo algunos parámetros van a cambiar. Por ejemplo se aprecia que, al comparar los datos, la distancia entre rotores es la más alta en condición dinámica, a diferencia de la prueba estática, este fenómeno es causado por el cambio en los perfiles de velocidad que conservan las hélices debido al incremento de la magnitud de la velocidad experimentada sobre la hélice.

Teniendo en cuenta los niveles estipulados de cada factor, se procede a realizar una prueba en la cual se utilizan estas características y se compruebe la mejoría en cuanto a empuje se refiere; adicional a esto se tomaran los otros datos que se obtengan en las pruebas para ver estos cómo se comportan bajo esta configuración. Los resultados se muestran en la tabla 20.

Mejor configuración HELICE 14X7"		
Parámetro	Condición estática	Condición dinámica
Empuje [N]	28.35	25.8
Consumo Tracker [A]	43.6	43.9
Consumo Pusher [A]	42.3	44.6
Potencia Tracker [W]	431	448
Potencia Pusher [W]	421.3	456.6
Velocidad flujo antes [m/s]	9.9	10.1
Velocidad flujo media [m/s]	25.5	24
Velocidad flujo después [m/s]	31.2	28.3

Tabla 20. Resultados estáticos y dinámicos para mejor configuración de empuje.

De la tabla 20 se puede apreciar que los datos obtenidos de empuje son los más altos si se comparan con los demás resultados obtenidos en todas las pruebas realizadas en esta investigación.

Vale la pena mencionar que tanto en pruebas estáticas como dinámicas, la hélice de 14x7" al ser la de mayor diámetro, estando al 100% de las RPM, es la que mayor empuje entrega y por ende, también la de mayor consumo, debido a la cantidad de potencia requerida para permitir y mantener el movimiento de la misma.

Cuando se está hablando de pruebas estáticas, el mejor empuje se da con una distancia entre rotores mínima, esto se debe a que la segunda hélice aprovecha la cercanía con la primera, evitando la estela desordenada, alineando provechosamente los perfiles de velocidad y por ende aumentando su eficiencia, generando así mayor empuje.

En condiciones dinámicas, la condición de la distancia entre rotores cambia completamente si se compara con las pruebas estáticas, en este caso, se tiene la mayor distancia para la obtención del mejor empuje. Esto es causado por un aumento de las condiciones turbulentas generadas por la primera hélice, las cuales, a distancias más cercanas, hacen perder eficiencia a la segunda; este fenómeno se evita al separar las hélices hasta un punto en el que la interacción entre ellas sea

muy baja y el empuje generado sea el de 2 hélices trabajando de manera independiente.

Adicionalmente, se ve el comportamiento de los demás parámetros al ser analizados bajo esta configuración, donde se observa que en condiciones dinámicas, el sistema empuja menos, mientras que el consumo y la potencia requerida aumentan, haciendo el rotor coaxial ineficiente, en comparación con una condición de operación estática.

5.5.2 Configuración de menor consumo

Otro parámetro importante que se debe conocer al momento de configurar un sistema rotor coaxial es el consumo, esto da parámetros de autonomía para la aeronave a la que se le pretenda instalar este tipo de sistemas, en una primera instancia se podría decir que el sistema al contar con 2 motores independientes, el consumo se duplica al compararse con una hélice sencilla.

Con las pruebas realizadas se constató que evidentemente el consumo aumento al compararse con la hélice sencilla; pero que este aumento, no alcanza a ser el doble, lo cual indica que a pesar de contar con 2 motores, la interacción entre las hélices ayuda a disminuir el consumo con condiciones de empuje mayores.

Al momento de realizar las pruebas de configuración coaxial para el análisis de Taguchi, fue necesario tomar los datos de consumo tanto para la hélice pusher como para la tracker.

Teniendo en cuenta esto, en la tabla 21 se muestra la relación de S/N promedio de todos los niveles para cada uno de los factores (nivel de RPM, distancia entre rotores, tipo de hélice y velocidad del flujo), resaltando los datos de menor valor de consumo, en los cuales se ve afectado para las pruebas estáticas de cada hélice por separado.

Nivel	S/N promedio (nivel de RPM)	S/N promedio (Tipo de hélice)	S/N promedio (Distancia entre rotores)
Hélice Tracker			
1	9.44	17.49	19.39
2	18.37	22.55	20.17
3	24.49	16.62	21.13
4	22.86	18.48	14.46
Hélice Pusher			
1	8.91	23.29	19.26
2	18.6	22.69	19.50
3	24.15	16.84	20.75
4	28.70	17.53	20.84

Tabla 21. Relación S/N promedio de cada nivel para diferentes factores de análisis de consumo en condiciones estáticas.

Considerando los parámetros analizados se puede obtener la mejor configuración que para el caso del consumo de la hélice pusher sería la siguiente:

- Nivel de potencia = 25%
- Tipo de hélice = 9x7"
- Distancia entre rotores = 0 cm

De igual forma la mejor configuración para el consumo de la hélice tracker es la siguiente:

- Nivel de potencia = 25%
- Tipo de hélice = 9x7"
- Distancia entre rotores = 19.81 cm

Al observar los datos promedio del análisis de Taguchi, la hélice pusher que es la que en este caso recibe el flujo, experimenta un aumento en el consumo a medida que se aumentan las revoluciones, esto indica que el flujo de succión generado por

la segunda hélice, no es lo suficientemente fuerte para ayudar en el rendimiento de la primera, haciendo que el consumo en esta no disminuya; caso contrario ocurre con la hélice tracker, la cual a niveles de potencia altos presenta una disminución en el consumo, el cual se debe al flujo generado por la primera hélice que aumenta la eficiencia y por ende hace disminuir el consumo de la hélice tracker.

Vale la pena aclarar que para condiciones como el consumo y la potencia, se va a considerar la mejor configuración para cada hélice de forma individual; esto quiere decir que por ejemplo, para la mejor condición de una hélice en particular, se va a tener en cuenta el comportamiento de la otra bajo esa mejor configuración, y viceversa.

Teniendo esto en consideración se procede a realizar las pruebas bajo la configuración antes mencionados. Los resultados obtenidos se encuentran en la tabla 22. En donde se resalta el dato de consumo, correspondiente a la mejor configuración de cada hélice de manera independiente.

Mejor configuración consumo estático		
PARAMETRO	Hélice pusher	Hélice tracker
Empuje [N]	0.09	0.11
Consumo Tracker [A]	1.2	1.2
Consumo Pusher [A]	1.4	1.4
Potencia Tracker [W]	28.7	28.5
Potencia Pusher [W]	31.1	31
Velocidad flujo antes [m/s]	2.3	2
Velocidad flujo media [m/s]	8.25	7.8
Velocidad flujo después [m/s]	11.9	14.7

Tabla 22. Resultados estáticos de mejor configuración de consumo para cada hélice.

En esta tabla se puede ver que el valor del empuje en relación a los demás datos obtenidos bajo configuración coaxial disminuyó en aproximadamente un 2% el valor del consumo relacionado con el dato más bajo tomado en las pruebas coaxiales.

El proceso descrito anteriormente se aplica de igual manera para las condiciones dinámicas, en este caso se toma un cuarto factor al igual que para el análisis de empuje como la velocidad de flujo, bajo el mismo rango de niveles.

Para este caso también se tuvo en cuenta el análisis de cada motor de forma individual, esto con el fin de ver qué ocurre con cada una de las hélices y la diferencia en el consumo de estas. Teniendo en cuenta esto, en la tabla 23 se muestra la relación de S/N promedio de todos los niveles para cada factor, resaltando aquellos de menor valor, en los cuales se ve afectado el consumo durante las pruebas dinámicas.

Nivel	S/N promedio (Nivel de RPM)	S/N promedio (Tipo de hélice)	S/N promedio (Distancia entre rotores)	S/N promedio (Velocidad del flujo)
Hélice pusher				
1	9.03	23.08	19.39	20.06
2	18.18	22.71	19.27	19.60
3	23.98	16.85	20.40	20.01
4	28.78	17.34	20.92	20.30
Hélice tracker				
1	9.51	23.46	19.46	20.71
2	18.25	22.55	20.06	19.50
3	24.41	16.62	21.04	20.67
4	28.93	18.47	20.53	20.22

Tabla 23. Relación S/N promedio de cada nivel para diferentes factores de análisis de consumo en condiciones dinámicas.

Considerando los parámetros analizados se puede obtener la mejor configuración que para el caso del consumo de la hélice pusher sería la siguiente:

- Nivel de potencia = 25%
- Tipo de hélice = 9x7"
- Distancia entre rotores = 6.6 cm
- Velocidad relativa = 8 m/s

De igual forma la mejor configuración para el consumo de la hélice tracker es la siguiente:

- Nivel de potencia = 25%
- Tipo de hélice = 9x7"
- Distancia entre rotores = 0 cm
- Velocidad relativa = 8 m/s

Considerando esta configuración, tanto en condiciones estáticas como dinámicas, se puede notar que la mayor variación entre un nivel y otro está dado por el nivel de potencia entregado y el tipo de hélice, donde se encontró que sistemas de bajo consumo energético, ya sea que trabajen en condiciones estáticas o dinámicas, el tipo de hélice más recomendable es la de diámetro pequeño. Esto es causado por el bajo peso y la baja inercia presente en este tipo de hélices, lo que ayuda a que el motor analizado no tenga que hacer mucho esfuerzo para lograr generar la condición de potencia específica lo que disminuye la potencia eléctrica necesaria y por ende, el consumo.

Considerando esto se realizan las pruebas, teniendo en cuenta los mejores parámetros antes mencionados, cuyos resultados se muestran en la tabla 24, resaltando el dato de consumo correspondiente a la mejor configuración de cada hélice de manera independiente.

Mejor configuración consumo dinámico		
PARAMETRO	Hélice pusher	Hélice tracker
Empuje [N]	0.09	0.07
Consumo Tracker [A]	1.2	1.2
Consumo Pusher [A]	1.5	1.3
Potencia Tracker [W]	27.5	27.5
Potencia Pusher [W]	31.2	29.9
Velocidad flujo antes [m/s]	8.8	8.8
Velocidad flujo media [m/s]	12.7	12.5
Velocidad flujo después [m/s]	16.4	16.2

Tabla 24. Resultados dinámicos para mejor configuración de consumo.

Para esta tabla se repiten las condiciones mostradas en la hélice donde se ve una disminución de aproximadamente el 2% en el consumo si se compara con cualquier otra prueba realizada en este proyecto.

5.5.3 Configuración de menor potencia

Otro factor a analizar en un sistema de este tipo es la potencia entregada por los motores, teniendo en cuenta que al estar 2 hélices trabajando una con la otra los efectos que estas generan sobre los motores, puede cambiar el funcionamiento de manera diferente uno del otro.

Como primera instancia se hace el análisis de potencia bajo condiciones estáticas. Para esto se hace el mismo procedimiento realizado para los otros análisis, tomando los niveles para cada uno de los factores en los cuales se ve afectada la potencia, como se muestra en la tabla 25, en donde se resaltan los valores que menor promedio dieron en cuanto a potencia se trata.

Nivel	S/N promedio (Nivel de RPM)	S/N promedio (Tipo de hélice)	S/N promedio (Distancia entre rotores)
Hélice Tracker			
1	31.34	43.89	41.98
2	38.90	43.75	41.79
3	46.73	39.56	42.60
4	49.86	39.63	40.46
Hélice pusher			
1	31.26	44.09	41.84
2	39.04	43.59	41.23
3	46.43	37.87	41.69
4	48.61	39.79	40.59

Tabla 25. Relación S/N promedio de cada nivel para diferentes factores de análisis de potencia en condiciones estáticas.

Como se puede observar en la tabla 25 la mejor configuración para obtener la menor potencia necesaria coincide para ambas hélices, lo cual hace que solo se realice una prueba en donde se muestran las condiciones a las que operaría en su mejor configuración, como se muestran a continuación:

- Nivel de potencia = 25%
- Tipo de Hélice = 9X7"
- Distancia entre rotores = 19.8 cm

De esta relación se puede apreciar que la potencia está definida principalmente por el tipo de hélice, donde, una hélice de diámetro mayor necesita de más potencia para lograr llegar a las rpm solicitadas mientras que una de bajo diámetro, más pequeña y liviana, llegara a estas RPM sin tanto esfuerzo, lo cual está directamente relacionado con el consumo de energía y por ende la autonomía. Es decir, menor potencia de los motores equivale a menos consumo, generando mayor autonomía.

Con esta configuración se procede a hacer la respectiva prueba donde se tomen en cuenta estos niveles y así, comprobar que den los menores niveles de potencia y

adicional a esto, conocer cómo se comportan los demás parámetros frente a esta configuración.

El mismo proceso se realiza para las condiciones dinámicas donde nuevamente se le agrega un cuarto factor que es la velocidad del flujo relativo. En la tabla 26, se muestra la relación de S/N promedio de todos los niveles, resaltando el valor más bajo para cada factor en los cuales se ve afectada la potencia durante las pruebas dinámicas.

Nivel	S/N promedio (Nivel de RPM)	S/N promedio (Tipo de hélice)	S/N promedio (Distancia entre rotores)	S/N promedio (Velocidad del flujo)
Hélice Tracker				
1	30.08	44.22	39.72	41.01
2	39.24	43.30	40.51	39.62
3	44.48	36.65	41.36	40.51
4	48.66	38.29	40.87	41.33
Hélice pusher				
1	30.99	44.36	39.82	41.22
2	39.36	43.49	40.73	39.97
3	44.47	36.93	41.58	41.09
4	48.58	38.61	41.26	41.12

Tabla 26. Relación S/N promedio de cada nivel para diferentes factores de análisis de potencia en condiciones dinámicas.

En la tabla 26, se observa que bajo una condición dinámica ocurre el mismo fenómeno que en las pruebas estáticas, donde la mejor configuración es la misma para ambas hélices.

Con estos resultados se procede a realizar la prueba, en primera instancia con las condiciones dadas para las pruebas estáticas y posteriormente, se añade el flujo de viento relativo y se realizan las pruebas dinámicas. Los resultados de la prueba

resaltando la condición de menor potencia para las pruebas tanto estáticas como dinámicas se muestran en la tabla 27.

HELICE 9X7" condición de menor potencia		
PARAMETRO	CONDICION ESTÁTICA	CONDICION DINÁMICA
Empuje [N]	0.21	0.1
Consumo Tracker [A]	2.4	2.3
Consumo Pusher [A]	2.6	2.5
Potencia Tracker [W]	11.7	10.2
Potencia Pusher [W]	11.6	10.7
Velocidad flujo antes [m/s]	2.8	9.2
Velocidad flujo media [m/s]	8.7	12.15
Velocidad flujo después [m/s]	14.2	15.1

Tabla 27. Resultados estáticos para mejor configuración de potencia

De la tabla 27 se puede apreciar que dada la velocidad relativa el empuje sufre una disminución debido a la magnitud de la fuerza del viento en sentido contrario; también se aprecia una disminución en la relación entre el flujo de entrada y el de salida que, recordando la ecuación de eficiencia, esta hélice en condiciones dinámicas presentaría una mejor relación entre la velocidad de entrada y la de salida, aumentando así su eficiencia.

En cuanto a potencia se requiere se confirma que bajo esta configuración se consigue la menor potencia para los motores.

6. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

6.1 CONCLUSIONES

- La hélice que presento una mejor relación en el empuje fue la hélice de 14x7 la cual era la hélice de mayor diámetro, puesto que el área de contacto entre las palas y el flujo es mucho más grande permitiendo arrastrar un mayor volumen de aire en relación a las demás hélices.
- Se comprobó que el diámetro es el parámetro más relevante para la generación de empuje
- Por medio de las pruebas se demostró que la hélice de menor consumo y potencia fue la hélice 3, puesto que es la que tiene menor diámetro y peso, disminuyendo la potencia requerida por parte del motor para hacer mover la hélice.
- Se comprobó que en el sistema rotor coaxial estático, la distancia intermedia de 6.6 cm entre hélices fue la que generó mayor consumo, exceptuando la hélice de 2 palas. Ya que la diferencia en las demás distancias entre configuración sencilla y coaxial fue menor, debido al cambio en el perfil de velocidades percibido por la segunda hélice para dicha distancia.
- Se comprobó que una hélice de 3 palas genera más empuje al igual que un mayor consumo energético, ya que para los motores utilizados el peso adicional de una tercera pala afecta el rendimiento y consumo, al comparar la hélice 10x7(3palas) con la 10x6(2palas), se evidencia que en la segunda respectivamente, la eficiencia generada es mucho más alta, permitiendo aprovechar mejor la energía entregada a los motores.
- El flujo en un sistema coaxial de manera estática, aumenta un 40% en comparación a un sistema sencillo en el mismo estado.
- Para obtener las mejores condiciones de empuje en un sistema coaxial bajo condición estática, es necesario tener la hélice de mayor diámetro a RPM máximas de operación del motor con la distancia mínima entre una hélice y otra. Posiblemente se deba al perfil de velocidad percibido por la segunda

hélice, permitiendo aprovechar mejor el flujo que se genera el rotor a las máximas RPM, las cuales permiten un cambio más rápido en el volumen de aire

- Se corrobora la estabilidad de operación entre rotores, debido a que la potencia y el consumo era equilibrado entre uno y otro a lo largo de los diferentes niveles de operación en las RPM bajo condiciones dinámicas.
- Se evidencia que la hélice de 10x7 de 3 palas fue la que presentó un mayor cambio en la velocidad de flujo a la salida como se indica en los parámetros del flujo en función del tipo de hélice bajo condición estática.
- Dadas las características de los motores utilizados, las hélices que presentaron el mejor rendimiento fueron las hélices de menor tamaño, en donde se observó un mejor desempeño en los valores del coeficiente de potencia, empuje y eficiencia, como lo fue al comparar las hélices 10X7 y 14x7, dando un incremento para el C_t , C_p y eficiencia del 5, 6.2 y 2,8% respectivamente.
- La potencia entregada por el motor no era la suficiente para lograr una mejor eficiencia en las hélices de mayor tamaño por lo que los resultados arrojados por estos no fueron los mejores como por ejemplo la hélice 13x8 indicando una eficiencia máxima de 0,25.
- En condiciones dinámicas, se pudo comprobar que el mayor diámetro genera el mejor empuje configurado con la distancia máxima entre rotores, al comparar los resultados dados por el método de Taguchi.
- La velocidad relativa al 50% de la capacidad del túnel fue la que logró el menor consumo energético y la potencia entregada por los motores.

6.2 Trabajos futuros

- Probar y evaluar el rendimiento de hélices diseñadas con cuatro o más palas.
- Medir la intensidad de ruido que pueden generar diferentes hélices en configuración coaxial, y verificar a que distancia se puede evitar la menor intensidad sonora por parte de las hélices, con el fin de entender cómo se podría mejorar el ruido en los motores operados con palas o alas rotatorias.
- Añadir al banco de pruebas una superficie que garantice 100% la medición de las RPM debido a que estas fueron tomadas a pulso con un tacómetro, pudiendo provocar pequeñas variaciones en la medición, debido al el movimiento involuntario del cuerpo.
- Se propone diseñar un sistema de sujeción para las hélices, que permita evaluarlas a una distancia inferior de lo alcanzado en el presente proyecto, debido a que en las pruebas coaxiales siempre hubo una tuerca sujetando las hélices, por lo cual la pruebas a la distancia mínima, se restringían por el tamaño de dichos soportes.
- Desarrollar el comportamiento de la estela de viento en medio y después de un rotor coaxial de manera experimental y teórica en un software, para entender de manera más detallada las variaciones generadas en el rendimiento de los rotores.
- Desarrollar un mecanismo de unión de las dos hélices en un sistema rotor coaxial permita analizar de mejor manera parámetros como consumo y potencia al depender de una única fuente de potencia.

BIBLIOGRAFÍA

ARDILA, Manuel; LUCIO, Rodrigo (2011). Desarrollo de una metodología de diseño de una hélice contra rotatoria para motores categoría FAR 25 (tesis de pregrado). Universidad de San Buenaventura. Bogotá D.C, Colombia.

Auld, (2006) Christopher. Propeller performance, Disponible en internet http://www.mdp.eng.cam.ac.uk/web/library/enginfo/aerothermal_dvd_only/aero/propeller/prop1.html Recuperado: el 20 septiembre de 2015

Barroso, Ramón (2015). Medición del paso de hélice. Recuperado de http://www.aeromodelismofacil.com/helices_paso.htm

Bayona Orozco, Martha (2009). Bogota, Colombia. Conociendo Bogota y sus localidades, disponible en internet http://www.sdp.gov.co/portal/page/portal/PortalSDP/ciudadania/Publicaciones_SDP/21_bogota_%20D_C_monografia_jul_2009.pdf

Castejón Sandoval, Osiris (2011). Maracaibo, Venezuela. Fondo editorial biblioteca universidad Rafael Urdaneta. Recuperado de <http://www.uru.edu/fondoeditorial/libros/pdf/manualdestatistix/cap5.pdf>

Chávella, Jesús – Chávez, Octavio. (2006). cinemática de un sistema coaxial contra rotativo (Trabajo de pregrado). Instituto politécnico nacional – escuela superior de ingeniería mecánica y eléctrica. Mexico D.F.

Coleman, Colin P. (1997). A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research. Moffett field, California, E.U. recuperado de <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19970015550.pdf>

Department of mathematics York University(2004).Table of Taguchi Design (Orthogonal arrays). Heslington, York, UK. *Recuperado de* http://www.york.ac.uk/depts/maths/tables/taguchi_table.htm

Department of mathematics York University(2004).Table of Taguchi Design (Orthogonal arrays). Heslington,York,UK. *Recuperado de* <http://www.york.ac.uk/depts/math/tables/l16b.htm>

DIEHL, Walter. Static Thrust of Airplane Propellers. Bureau of Aeronautics, Navy Department, Washington D.C, 1982.

Dieter, George E. - Schmidt, Linda C. (2009); Engineering Design; 4 edición; pag 15; Mcgraw-Hill advance education Editorial; New York

Grupo Aracuan (2015).El rotor: componentes y funcionamiento. Santa Rosa, La Pampa, Argentina *recuperado de* <http://www.aracuan.com.ar/generalidadesrotores.htm>

Rc juampa (2015). Hélices tipo pusher. Buenos Aires, Republica de Argentina. *Recuperado de*http://www.rcjuampa.com.ar/index.php?manufacturers_id=17

HUBERT, Charles (1991). Electric Machines. 1st edition. New York, E.U. macmillan publishing company.

Kamov k-50 “Black Shark” (1982) *recuperado de* http://www.aviastar.org/helicopters_eng/ka-50.php

Lyon, C. A.; Broeren, A. P., Giguère, P., Gopalarathnam, A., and Selig, M. S. (1998). Summary of Low-Speed Airfoil Data, Vol. 3, SoarTech Publications, Virginia Beach, Virginia,

Muñoz, Miguel; (2015) Sistemas funcionales; sistema de propulsión (hélices). *Recuperado de:* <http://www.manualvuelo.com/SIF/SIF32.html>.

Selig, M. S. and McGranhan, B. D(2004). “Wind Tunnel Aerodynamic Tests of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines,” National Renewable Energy Laboratory, NREL/SR-500-35515.

Selig, M. S., Guglielmo, J. J., Broeren, A. P., and Giguère, P (1995). Summary of Low-Speed Airfoil Data. Vol. 1. SoarTech Publications. Virginia Beach, Virginia.

Selig, M. S., Lyon, C. A., Giguère, P., Ninham, C. N., and Guglielmo, J. J (1996). Summary of Low-Speed Airfoil Data, Vol. 2. SoarTech Publications. Virginia Beach, Virginia.

Silva, Carlos G. (2015). Evaluación de un modelo simplificado de hélice para simulaciones numéricas con ansys fluent (Tesis de pregrado). Universidad de San Buenaventura, Bogotá D.C, Colombia

Sykorsky aircraft corporation (2015). X-2 Technology basics. Recuperado de <http://raider.sikorsky.com/x2-basics.asp>

UIUC airfoil coordinates data base, Disponible en internet http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html Recuperado 10-julio-14

Yacovlev EG/ sh/ yak -M11FR -1 1947 recuperado de http://www.aviastar.org/helicopters_eng/yak.php Recuperado 06-may-14

Mora, Javier Fernando; ROZO, Jerry Alexander (2014). Diseño y construcción de un prototipo de mini turbina de eje vertical tipo helicoidal portable (Trabajo de pregrado). Universidad de San Buenaventura. Bogotá D.C, Colombia

Hobbyking (2015). Store masterairscrew propellers. Recuperado de http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/RC_PRODUCT_SEARCH.asp?strSearch=master+airscrew.

Zondervan, G. (1998). A Review of Propeller Modelling Techniques Based on Euler Methods. Mekelweg-Netherlands: Delft University.

ANEXO A. PLANOS

(VER ARCHIVOS ADJUNTOS)

ANEXO B. PASO A PASO PRUEBAS EXPERIMENTALES



Actividades Banco De Pruebas.

El presente documento es una herramienta útil para la seguridad y confiabilidad de las pruebas y resultados durante su ejecución.

Actividades.

- ✓ Verificar el acoplamiento, alineación y ajuste de cada elemento del Banco.
- ✓ Acoplar las hélices en orden de palas, primero de 2 palas, 3 palas etc.
- ✓ Ajustar la distancia deseada entre rotores
- ✓ Encender el control remoto.
- ✓ Realizar las conexiones entre baterías, controladores y motores; ya sea para el sistema de hélice sencilla (1 motor) o coaxial (2 motores).
- ✓ Chequeo de condiciones atmosféricas (anotar valor).
- ✓ Chequeo del funcionamiento de los motores individualmente, llevando el dial a mínimas del motor
- ✓ Ajustar la distancia entre rotores.
- ✓ Verificar que el dinamómetro esté en ceros, tensionando la sección corrediza contra el dinamómetro y aplicando el botón tare.
- ✓ Dar marcha a los motores lentamente hasta la operación deseada (dial) y esperar 3 segundos hasta que se estabilicen los parámetros. Anotar valores:
 - ° Medir revoluciones, consumo y potencia por cada motor.
- ✓ Bajar la potencia a mínimas y desconectar baterías.
- ✓ Reajustar la distancia entre rotores según la necesidad de la operación.
- ✓ Verificar desde la primera actividad.
- ✓ Desmontar hélices una vez repasado el procedimiento anterior con las hélices por cada distancia necesaria.
- ✓ Volver a repetir todo el procedimiento para las siguientes hélices.

ANEXO C. VALORES DE CURVA DE VELOCIDAD DEL TÚNEL DE VIENTO.

DISTANCIA (cm)	VELOCIDAD(m/s)
0	1.5
1	2.75
2	2.82
3	3.8
4	4.45
5	5.3
6	5.8
7	6.3
8	6.8
9	6.9
10	7.5
11	7.7
12	7.8
13	7.6
14	7.4
15	7.1
16	6.9
17	6.7
18	6.4
19	6.3
20	6
21	6.2
22	6
23	5.8
24	5.6
25	5.4
26	5.2
27	5.1

28	5
29	5
30	5
31	5.1

DISTANCIA (cm)	VELOCIDAD(m/s)
32	5.1
33	5.2
34	5.4
35	5.7
36	5.9
37	6.1
38	6.4
39	6.7
40	7.2
41	7.3
42	7.7
43	8
44	8.2
45	8.3
46	8.4
47	8.1
48	7.7
49	7.2
50	6.7
51	5.8
52	5.2
53	3.17
54	2.43
55	1.4

ANEXO D. PROGRAMACION MATLAB

```

clear all;
hold on
chord=0.10;
pitch=0.1;
dia=0.36;
R=dia/2.0;
RPM=6085;
%pitch angle setting at tip
tip=15.0;
xt=R;
%pitch angle setting at 25% radius
hub=65.0;
xs=0.1*R;
tonc=0.12*chord;
rho=0.889;
n=RPM/80.0;
omega=n*2.0*pi;
coef1=(tip-hub)/(xt-xs);
coef2=hub-coef1*xs;
rstep=(xt-xs)/10;
r1=[xs:rstep:xt];
k=0;
eff0=0;
V=4;
thrust=0.0;
torque=0.0;
for j=1:size(r1,2),
    rad=r1(j);
    theta=coef1*rad+coef2+pitch;
    t2(j)=theta;
    th=theta/180.0*pi;
    sigma=2.0*chord/2.0/pi/rad;
    a=0.1;
    b=0.01;
    finished=0;
    sum=1;
    while (finished==0),
        V0=V*(1+a);
        V2=omega*rad*(1-b);
        phi=atan2(V0,V2);
        alpha=th-phi;
        cl=6.2*alpha;
        cd=0.008-0.003*cl+0.01*cl*cl;

```

```

Vlocal=sqrt(V0*V0+V2*V2);
DtDr=0.5*rho*Vlocal*Vlocal*2.0*chord
*(cl*cos(phi)-cd*sin(phi));
DqDr=0.5*rho*Vlocal*Vlocal*2.0*chord*rad
*(cd*cos(phi)+cl*sin(phi));
tem1=DtDr/(4.0*pi*rad*rho*V*V*(1+a))
;
tem2=DqDr/(4.0*pi*rad*rad*rad*rho*V
*(1+a)*omega);
anew=0.5*(a+tem1);
bnew=0.5*(b+tem2);
if (abs(anew-a)<1.0e-5),
    if (abs(bnew-b)<1.0e-5),
        finished=1;
    end;
end;
a=anew;
b=bnew;
sum=sum+1;
if (sum>500),
    finished=1;
end;
end;
a2(j)=a;
b2(j)=b;
thrust=thrust+DtDr*rstep;
torque=torque+DqDr*rstep;
end;
disp(thrust)
disp(torque)
t=thrust/(rho*n*n*dia*dia*dia*dia);
q=torque/(rho*n*n*dia*dia*dia*dia*dia);
;
J=V/(n*dia);
if (t<0),
    eff=0;
else
    eff=t/q*J/(2.0*pi);
end;
figure(1)%Velocidad contra Empuje;

```

```

subplot(221),plot(V,t,'--or')
title('Velocidad contra Empuje')
xlabel('Velocidad')
ylabel('Empuje')
%axis([3.5 4.5 0.265 0.28])
hold on
grid on
%figure(2)%Velocidad contra Torque;
subplot(222),plot(V,q,'--dm')
title('Velocidad contra Torque')
xlabel('Velocidad')
ylabel('Torque')
hold on
grid on
%figure(3)%Velocidad contra
Relación de avance;
subplot(223),plot(V,J,'--sg')
title('Velocidad contra Relación de
avance')
xlabel('Velocidad')
ylabel('Relación de avance')
hold on
grid on
%figure(4)% Velocidad Contra
Eficiencia;
subplot(224),plot(V,eff,'--hb')
title('Velocidad Contra Eficiencia')
xlabel('Velocidad')
ylabel('Eficiencia')
hold on
grid on
%axis([0 5 0 5])

```