



**UNIVERSIDAD TÉCNICA DE COTOPAXI**  
**FACULTAD DE CIENCIAS DE LAS INGENIERÍAS Y APLICADAS**  
**CARRERA DE INGENIERÍA ELECTROMECÁNICA**

**PROPUESTA TECNOLÓGICA**

**“DISEÑO DE HÉLICES OPTIMIZADAS PARA MEJORAR EL  
SISTEMA DE EMPUJE DE UN DRONE MODELO T4”**

**Proyecto de Titulación presentado previo a la obtención del  
Título de Ingeniero Electromecánico**

**AUTORES:**

Gabriel Sebastián Inca Yajamín  
Carlos Eduardo Jaguaco López

**TUTOR:**

Ing. Héctor Laurencio Alfonso; Dr. C.

Latacunga – Ecuador

Septiembre 2020



## DECLARATORIA DE AUTORÍA

Nosotros, Inca Yajamín Gabriel Sebastián y Jaguaco López Carlos Eduardo declaramos ser autores de proyecto de investigación: **“DISEÑO DE HÉLICES OPTIMIZADAS PARA MEJORAR EL SISTEMA DE EMPUJE DE UN DRONE MODELO T4”**, siendo el Ing. Héctor Laurencio Alfonso Dr. C. nuestro tutor del presente trabajo; y eximimos expresamente a la Universidad Técnica de Cotopaxi y a sus representantes legales de posibles reclamos o acciones legales.

Además certificamos que todas las ideas, conceptos y resultados vertidos en el presente trabajo investigativo, son de nuestra exclusiva responsabilidad.

.....  
Inca Yajamín Gabriel Sebastián

CI:1722580329

.....  
Jaguaco López Carlos Eduardo

CI:1723176317

## **AVAL DEL TUTOR DEL PROYECTO DE TITULACIÓN**

En calidad de tutor del trabajo de investigación sobre el título:

**“DISEÑO DE HÉLICES OPTIMIZADAS PARA MEJORAR EL SISTEMA DE EMPUJE DE UN DRONE MODELO T4”**, de Inca Yajamín Gabriel Sebastián y Jaguaco López Carlos Eduardo de la carrera de Ingeniería Electromecánica considero que dicho Informe Investigativo cumple con los requerimientos metodológicos y aportes científicos-técnicos suficientes para ser sometido a la evaluación del Tribunal de Validación de Proyecto que el Honorable Consejo Académico de la FACULTAD de Ciencias de la Ingeniería y Aplicadas de la Universidad Técnica de Cotopaxi designe, para su correspondiente estudio y calificación

Latacunga, 11 de septiembre 2020

El tutor

.....  
Ing. Héctor Laurencio Alfonso; Dr. C.

## APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE TITULACIÓN

En calidad de Tribunal de Lectores, aprueban el presente Informe de Investigación de acuerdo a las disposiciones reglamentarias emitido por la Universidad Técnica de Cotopaxi, y por la FACULTAD de Ciencias de la Ingeniería y Aplicada; por cuanto, los postulantes: Inca Yajamín Gabriel Sebastián y Jaguaco López Carlos Eduardo con el título de Proyecto de titulación: **“DISEÑO DE HÉLICES OPTIMIZADAS PARA MEJORAR EL SISTEMA DE EMPUJE DE UN DRONE MODELO T4.”**

Han considerado las recomendaciones emitidas oportunamente y reúnen los méritos suficientes para ser sometidos al acto de Sustentación de Proyecto.

Por los antes expuesto, se autoriza realizar los empastados correspondientes, según la normativa institucional.

Latacunga, 16 de Septiembre del 2020

.....  
Ing. Héctor Raúl Reinoso Peñaherrera  
C.I: 0502150899

.....  
Ing. Segundo Ángel Cevallos Betún  
C.I: 0501782437

.....  
Ing. Luigi Orlando Freire Martínez  
C.I: 0502529589

## AGRADECIMIENTO

Agradezco a la Fuerza Innombrable, Inconmensurable y Superior de Creación, por las enseñanzas en esta escuela llamada VIDA, a mis padres, familiares y amigos que han apoyado todas mis metas y una tan especial como la de conseguir este título académico, a la planta docente de la Universidad Técnica de Cotopaxi por brindar las oportunidades para cumplir con la formación profesional, al tutor de este proyecto por guiarnos y confiar en que lo lograremos, a Carlos un gran amigo todo este tiempo.

Gabriel S. Inca Yajamín

*“You can’t connect the dots looking forward; you can only connect them looking backward. So you have to trust that the dots will somehow connect in your future. You have to trust in something — your God, destiny, life, karma, whatever. This approach has never let me down, and it has made all the difference in my life”.* S. J.

## **AGRADECIMIENTO**

Primero un agradecimiento a la honorable Universidad Técnica de Cotopaxi por haberme dado la oportunidad de ser parte de ella y abrirme las puertas para poder estudiar esta carrera, así como a cada uno de mis docentes y compañeros que con sus conocimientos y apoyo me ayudaron a conseguir este objetivo .

Agradezco también a toda mi familia por siempre estar allí apoyándome guiándome y dándome ánimos para conseguir todas mis metas en mi vida por esta y muchas más razones un agradecimiento y a todas las personas que directa o indirectamente hicieron parte de este proyecto de vida .

Jaguaco López Carlos

## **DEDICATORIA**

A Elena y Ángel mis padres, Piedad y Richard mis guías, por brindar en todo tiempo su amor, apoyo, fuerza y la guía para seguir adelante, un ejemplo a seguir en todo momento.

A todos mis familiares por su apoyo continuo, su preocupación y fuerza en todo este tiempo de vida.

A mis amigas y amigos que la vida me ha permitido conocerlos y aprender valores fundamentales en el ámbito personal, profesional y laboral.

Gabriel S. Inca Yajamín

## **DEDICATORIA**

A mis padres por haber forjado como la persona que soy hoy en día; muchos de mis logros se los debo a ustedes entre los que se incluye este. Me formaron con amor y disciplina apoyándome en cada uno de mis proyectos de vida motivándome a alcanzar las metas que me propusiera y anhelara.

Gracias Esther y Carlos mis queridos padres.

Jaguaco López Carlos

## ÍNDICE GENERAL

1. INFORMACIÓN BÁSICA.....	1
2. DISEÑO INVESTIGATIVO DE LA PROPUESTA TECNOLÓGICA.....	3
2.1. Título de la propuesta tecnológica.....	3
2.2. Tipo de propuesta alcance.....	3
2.3. Área del conocimiento.....	3
2.4. Sinopsis de la propuesta tecnológica.....	3
2.5. Objeto de estudio y campo de acción.....	4
2.6. Situación problemática y problema.....	4
2.7. Hipótesis.....	5
2.8. Objetivos.....	5
2.9. Descripción de las actividades y tareas propuestas con los objetivos establecidos.....	6
3. MARCO TEÓRICO.....	7
3.1. Introducción y objetivo.....	7
3.2. Descripción del objeto de estudio.....	7
3.3. Aeronaves pilotadas remotamente RPA.....	7
3.4. Componentes de un drone.....	9
3.5. Tipos de hélices.....	10
3.6. Perfil aerodinámico.....	13
3.7. Fuerzas que actúan en vuelo en un RPA.....	14
3.8. Perfiles aerodinámicos NACA.....	15
3.9. Orígenes y características del ruido en una hélice.....	18
3.10. Tipos de fuerzas durante el vuelo.....	19
3.11. Tipos de resistencia aerodinámica.....	20
3.12. Reducción de la resistencia mediante Winglets.....	22
3.13. Revisión de trabajos precedentes.....	23
4. METODOLOGÍA.....	24
4.1. Selección de objeto de estudios.....	24
4.2. Metodología de cálculo.....	26
4.3. Instrumentos de investigación.....	32

4.4. Simulación de hélices.....	35
4.5. Prueba de las hélices .....	38
5. ANÁLISIS Y DISCUSIÓN DE RESULTADOS.....	40
5.1. Análisis de generación de hélices.....	40
5.2. Resultados de simulación .....	41
5.3. Resultados experimentales .....	50
6. PRESUPUESTO Y ANÁLISIS DE IMPACTOS .....	54
6.1. Presupuesto para el desarrollo del proyecto .....	54
6.2. Análisis de impacto .....	55
7. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	57
7.1. CONCLUSIONES .....	57
7.2. RECOMENDACIONES .....	58
8. BIBLIOGRAFÍA .....	59
ANEXOS	

## INDICE DE TABLAS

Tabla 2.1 Actividades y tareas propuestas.....	6
Tabla 3.1 Ventajas y desventajas de los perfiles NACA.....	17
Tabla 4.1 Tabla de comparación de hélices.....	25
Tabla 4.2 Tabla de ponderación de hélices APC.....	25
Tabla 4.3 Comparación de PLA y ABC.....	34
Tabla 5.1 Tabla de datos de perfil NACA 6609.....	40
Tabla 5.2 Tabla Excel de perfil.....	40
Tabla 5.3 Datos de simulaciones.....	41
Tabla 5.4 Simulación hélice original.....	43
Tabla 5.5 Simulación hélice a 45°.....	44
Tabla 5.6 Simulación hélice a 60°.....	45
Tabla 5.7 Datos análisis estructural.....	49
Tabla 5.8 Datos de banco de prueba empuje.....	50
Tabla 5.9 Datos de banco de prueba velocidad.....	51
Tabla 5.10 Datos de banco de prueba eficiencia.....	52
Tabla 6.1 Costos primarios.....	54
Tabla 6.2 Costos secundarios.....	54
Tabla 6.3 Costos totales.....	54

## INDICE DE FIGURAS

Figura 3.1 Tipos de drones .....	7
Figura 3.2 Clasificación de UAVs.....	8
Figura 3.3 Componentes del dron.....	9
Figura 3.4 Tipos de hélices.....	11
Figura 3.5 Hélices de paso fijo .....	11
Figura 3.6 Hélices de paso variable.....	12
Figura 3.7 Elementos de una hélice.....	13
Figura 3.8 Partes de un perfil aerodinámico.....	14
Figura 3.9 Fuerzas que interactúan en vuelo .....	15
Figura 3.10 Nomenclatura perfil alar NACA de 4 dígitos .....	16
Figura 3.11 Esfuerzos actuantes en las hélices.....	18
Figura 3.12 Resistencia aerodinámica y clasificación.....	19
Figura 3.13 Ala finita pérdida de rendimiento .....	20
Figura 3.14 Resistencia y velocidad .....	21
Figura 3.15 Winglet para ala fija .....	22
Figura 3.16 Coeficiente de sustentación.....	22
Figura 3.17 Análisis CFD de una hélice.....	23
Figura 4.1 Determinación de coordenadas para NACA 4 dígitos .....	27
Figura 4.2 Esquema angular de perfil.....	28
Figura 4.3 Esquema de trabajo ANSYS .....	32
Figura 4.4 Banco de prueba serie 1520 .....	33
Figura 4.5 Impresora Creality CR10S5 .....	33
Figura 4.6 Diseño en SpaceClaim .....	35
Figura 4.7 Interfaz Ansys Workbench (fluid) .....	35
Figura 4.8 Diseño de geometrías ANSYS .....	36
Figura 4.9 Mallado ANSYS .....	36
Figura 4.10 Configuración de condiciones.....	37
Figura 4.11 Cálculos en ANSYS.....	37
Figura 4.12 Resultados en ANSYS .....	38
Figura 4.13 Análisis estructural hélice .....	38
Figura 4.14 Plataforma Rcbenchmark .....	39

Figura 5.1 Perfil 6609.....	41
Figura 5.2 Coeficiente de presión hélice original.....	46
Figura 5.3 Presión vs velocidad hélice original.....	46
Figura 5.4 Cp hélices a 45° .....	47
Figura 5.5 Presión vs velocidad hélice a 45° .....	47
Figura 5.6 Cp hélices a 60° .....	48
Figura 5.7 Presión vs velocidad hélices a 60° .....	48
Figura 5.8 Simulación estructural hélice original.....	49
Figura 5.9 Deformación en función de números de revoluciones.....	50
Figura 5.10 Empuje vs ESC .....	51
Figura 5.11 RPM vs ESC .....	52
Figura 5.12 Eficiencia vs ESC.....	53

# UNIVERSIDAD TÉCNICA DE COTOPAXI

## FACULTAD DE CIENCIA DE LA INGENIERÍA Y APLICADAS

**TÍTULO:** “DISEÑO DE HÉLICES OPTIMIZADAS PARA MEJORAR EL SISTEMA DE EMPUJE DE UN DRONE MODELO T4”

**Autores:** Inca Yajamín Gabriel Sebastián

Jaguaco López Carlos Eduardo

### RESUMEN

El presente proyecto se encuentra enfocado en mejorar el sistema de empuje de un drone modelo T4 mediante el diseño de una hélice optimizada y validada experimentalmente, para lo cual, se analizó la resistencia aerodinámica inducida por la generación de vórtices en las puntas de las hélices y de esta forma determinar el ángulo de punta alar óptimo que permita reducir dicha resistencia. El proceso inicia con la selección del perfil aerodinámico NACA 6609 basado en los análisis aerodinámicos descritos en los reportes NACA No. 824 y NACA No. 460, éste perfil se emplea para el diseño de la hélice APC 1555 sobre la cual se realizó un total de ocho modificaciones diferentes en el ángulo de punta alar también denominado “winglet”; posterior al diseño se procede a la simulación de cada hélice modificada mediante estudio de fluidos computarizados en software ANSYS, los resultados por parte del CFD para las hélices con ángulos de 60 y 45 grados en la punta alar muestran una notable mejora con relación a los otros diseños, por tal motivo estas hélices se seleccionaron para la impresión en 3D con material PLA. La validación experimental se realizó a una altitud de 2600 m.s.n.m. mediante un banco de prueba RCbenchmark modelo 1520, un motor GARTT ML4112 de 400 KV y una batería de grafeno de 14.8 VDC de cuatro celdas de 1300 mAh de capacidad. Los resultados obtenidos en banco de pruebas para la hélice de 60 grados muestran un aumento promedio en la eficiencia de 9,49%, y para la hélice de 45 grados muestran un aumento de 8,42% con respecto a la hélice original.

**Palabras clave:** Drone, hélice, NACA, ANSYS, CFD, eficiencia, empuje, revoluciones.

# TECHNICAL UNIVERSITY OF COTOPAXI

## FACULTY OF ENGINEERING AND APPLIED SCIENCE

**TITLE:** "DESIGN OF OPTIMIZED PROPELLERS TO IMPROVE THE THRUST SYSTEM OF A DRONE MODEL T4"

**Authors:** Inca Yajamín Gabriel Sebastián

Jaguaco López Carlos Eduardo

### SUMMARY

The present project is focused on improving the thrust system of a T4 model drone through the design of an optimized and experimentally validated propeller, for which, the aerodynamic resistance induced by the generation of vortices in the tips of the propellers was analyzed and thus determine the optimal wing tip angle that allows reducing such resistance. The process begins with the selection of the NACA 6609 aerodynamic profile based on the aerodynamic analyses described in the NACA No. 824 and NACA No. 824 reports. This profile is used for the design of the APC 1555 propeller on which a total of eight different modifications were made in the wing tip angle also called "winglet"; after the design, the simulation of each modified propeller is carried out by means of the study of computerized fluids in ANSYS software. The results by the CFD for the propellers with angles of 60 and 45 degrees in the wing tip show a remarkable improvement in relation to the other designs, for this reason these propellers were selected for 3D printing with PLA material. The experimental validation was carried out at an altitude of 2600 m.a.s.l. using an RCbenchmark model 1520 test bench, a 400 KV GARTT ML4112 engine and a four-cell 14.8 VDC graphite battery with a capacity of 1300 mAh. The results obtained on the test bench for the 60 degree propeller show an average increase in efficiency of 9.49%, and for the 45 degree propeller they show an increase of 8.42% with respect to the original propeller.

**Keywords:** Drone, propeller, NACA, ANSYS, CFD, efficiency, thrust, revolutions.



Universidad  
Técnica de  
Cotopaxi

CENTRO DE IDIOMAS

## ***AVAL DE TRADUCCIÓN***

En calidad de Docente del Idioma Inglés del Centro de Idiomas de la Universidad Técnica de Cotopaxi; en forma legal **CERTIFICO** que: La traducción del resumen de la Propuesta Tecnológica al Idioma Inglés presentado por los señores estudiantes de la Carrera de **INGENIERÍA ELECTROMECAÁNICA** de la **FACULTAD DE CIENCIAS DE LA INGENIERÍA Y APLICADA, INCA YAJAMÍN GABRIEL SEBASTIÁN Y JAGUACO LÓPEZ CARLOS EDUARDO**, cuyo título versa **“DISEÑO DE HÉLICES OPTIMIZADAS PARA MEJORAR EL SISTEMA DE EMPUJE DE UN DRONE MODELO T4”**, lo realizaron bajo mi supervisión y cumple con una correcta estructura gramatical del Idioma.

Es todo cuanto puedo certificar en honor a la verdad y autorizo a los peticionarios hacer uso del presente certificado de la manera ética que estimaren conveniente.

Latacunga, septiembre del 2020

Atentamente,

**M. SC. ERIKA CECILIA BORJA SALAZAR**  
**DOCENTE CENTRO DE IDIOMAS**  
**C.C. 0502161094**



**CENTRO  
DE IDIOMAS**

## 1. INFORMACIÓN BÁSICA

### Propuesto por:

Gabriel Sebastián Inca Yajamín

Carlos Eduardo Jaguaco López

### Tema aprobado:

DISEÑO DE HÉLICES OPTIMIZADAS PARA MEJORAR EL SISTEMA DE EMPUJE DE UN DRONE MODELO T4.

### Carrera:

Ingeniería Electromecánica

### Director del proyecto:

Ing. Héctor Luis Laurencio Alfonso; Dr. C.

### Equipo de trabajo:

<b>NOMBRES</b>	GABRIEL SEBASTIÁN
<b>APELLIDOS</b>	INCA YAJAMÍN
<b>CÉDULA DE IDENTIDAD</b>	1722580329
<b>TELÉFONO</b>	0998374684
<b>CORREO ELECTRÓNICO</b>	gabriel.inca0329@utc.edu.ec

<b>NOMBRES</b>	CARLOS EDUARDO
<b>APELLIDOS</b>	JAGUACO LÓPEZ
<b>CÉDULA DE IDENTIDAD</b>	1723176317
<b>TELÉFONO</b>	0995779986
<b>CORREO ELECTRÓNICO</b>	carlos.jaguaco6317@utc.edu.ec

### Lugar de ejecución:

Ecuador, Región Sierra, Provincia Cotopaxi, Cantón Latacunga, Parroquia San Felipe

**Tiempo de duración del proyecto:**

5 meses

**Fecha de entrega:**

Agosto 2020

**Líneas de investigación:**

Energías alternativas y renovables, eficiencia energética y protección ambiental. Esta línea de investigación abarca tres grandes ejes para su accionar investigativo, que están en correspondencia con los objetivos nacionales e internacionales de investigación, desarrollo tecnológico e innovación en esta área. Se integran todas aquellas investigaciones que busquen promover el aprovechamiento de las energías alternativas y renovables, fomentar y promocionar el uso eficiente de la energía (Eficiencia Energética) en los diferentes sectores (Industrial, Residencial, Público, Transporte y Agrícola), y reducir el impacto medioambiental derivado de la utilización de los recursos energéticos.

**Sub líneas de investigación de la carrera:**

- Diseño, construcción y mantenimiento de elementos, prototipos y sistemas electromecánicos.
- Energética en sistemas electromecánicos y uso de fuentes renovables de energía.

**Tipos de propuesta tecnológica:**

- Interdisciplinario.
- Desarrollo.
- Integrador.

## **2. DISEÑO INVESTIGATIVO DE LA PROPUESTA TECNOLÓGICA**

### **2.1. Título de la propuesta tecnológica**

Diseño de hélices optimizadas para mejorar el sistema de empuje de un Drone modelo T4.

### **2.2. Tipo de propuesta alcance**

**Interdisciplinario:** Permite trabajar desde diferentes áreas de las Ciencias Tecnológicas, pertenecientes a Ingeniería y Tecnología Aeronáuticas como teoría aerodinámica, hélices rotatorias, sistemas de propulsión con el propósito de solventar problemas de eficiencia energética en drones.

**Desarrollo:** Busca la producción de nuevos productos para el campo aeronáutico, específicamente en la fabricación de hélices para drones con un nuevo modelo innovador a través de la aplicación sistemática de conocimientos técnicos y científicos.

**Integrador:** Como estrategia didáctica que consiste en un conjunto de actividades articuladas entre sí, con el propósito de identificar, interpretar, argumentar y resolver el problema planteado, y así contribuir a formar una o varias competencias del perfil de egreso.

### **2.3. Área del conocimiento**

De acuerdo a la Nomenclatura Internacional de UNESCO para los campos de Ciencia y Tecnología, el presente proyecto se sitúa en:

33 Ciencias Tecnológicas

3301 Ingeniería y Tecnología Aeronáuticas

3301.01 Aerodinámica

3301.03 Teoría Aerodinámica

3301.15 Sistemas de Propulsión

3301.17 Hélices Rotatorias

### **2.4. Sinopsis de la propuesta tecnológica**

Por la falta de independencia de vuelo que tienen los drones se plantea la variación de la forma de la hélice dándole un ángulo de torsión en la sección de la punta de esta , tal como existe en

algunos tipos de alas, a estas curvaturas se le denomina “WINGLETS”. Los winglets tienen como función eliminar el flujo turbulento que existe en las puntas de las alas por el paso del aire, del mismo modo en la hélice se pretende ayudar a mejorar la eficiencia.

Para el diseño se realizó un bosquejo en un programa de diseño asistido por computador para poder realizar todas las modificaciones que sean pertinentes ya sea en su dimensión, longitud, espesor, ángulos y material de construcción, para buscar mejorar la eficiencia energética. Luego se realiza un estudio de simulación en ANSYS en donde se manejan variables como son el movimiento de fluidos y variación de velocidad, los datos obtenidos se analizan y se comparan con los datos de la hélice original, con esto se optimizó el tiempo, costos y materiales, buscando de esta manera una mayor generación de empuje y reducción de vórtices en las hélices modificadas.

## **2.5. Objeto de estudio y campo de acción**

### **2.5.1. Objeto de estudio**

Hélices empleadas en drones modelo T4 son tecnologías relativamente nuevas y con grandes aplicaciones, pero junto a todas sus ventajas tiene un problema muy significativo el cual es el elevado consumo de energía debido a la geometría de la hélice al presentar turbulencias y resistencia al avance como un factor importante.

### **2.5.2. Campo de acción**

El estudio de la hélices tanto en el análisis y comportamiento forma parte de un estudio de campos como la Aerodinámica y la Teoría Aerodinámica, misma que se estudia el movimiento de los gases sobre los cuerpos estacionario y el comportamiento de los cuerpos que se mueven en el aire; una vez analizado estos apartados se inmiscuye en la modificación de hélices rotatorias empleadas en los sistemas de propulsión de drones.

## **2.6. Situación problemática y problema**

### **2.6.1. Situación problemática**

Los drones pese a tener un sin número de ventajas cuentan con un problema que afecta de manera muy importante su eficiencia como es su peso debido a los componentes que están colocados sobre él, lo cual provoca una reducción en la autonomía de vuelo, esto se puede

solucionar de dos maneras la primera es aumentando la capacidad de la batería los que aumentaría el peso y resultaría contraproducente, o también se puede buscar una hélice más eficiente que ayude a mejorar el consumo energético y con esto incrementar la autonomía de vuelo.[1]

Debido a la gran cantidad de efectos que actúan en la hélice en su operación, se busca solucionar el efecto de resistencia “scrubbing” que es la creación de torbellino en la hélice que puede incrementar la resistencia total del dron, como también el ruido excesivo provocado por el movimiento de las hélices, este ruido es principalmente asociado con la producción de empuje y torque.

### **2.6.2. Problema**

Hélices poco eficientes empleadas para sistemas de empuje de drones modelo T4, que reducen la autonomía de vuelo.

## **2.7. Hipótesis**

La variación del ángulo de deflexión de punta alar en las palas de la hélice de drones modelo T4 mejorará el empuje, la eficiencia y autonomía de operación disminuyendo el nivel de turbulencias.

## **2.8. Objetivos**

### **2.8.1. Objetivo general**

Diseñar un prototipo de hélices optimizadas empleando software ANSYS para la mejora en el sistema de empuje y la eficiencia de un dron modelo T4.

### **2.8.2. Objetivo específicos**

- Analizar las distintas fuentes bibliográficas, normas y artículos científicos que sustenten la investigación del proyecto.
- Seleccionar la hélice para motores eléctricos “brushless”, y posterior variación de ángulo de deflexión de punta alar, cumpliendo con las normas dadas para el diseño de hélices.
- Simular la hélice estándar y las hélices modificadas empleando el software ANSYS, para la comparación de los resultados de eficiencia obtenida entre las hélices simuladas y posterior validación experimental.

## 2.9. Descripción de las actividades y tareas propuestas con los objetivos establecidos

**Tabla 2.1** Actividades y tareas propuestas

<b>Objetivos</b>	<b>Tareas</b>	<b>Medio de verificación</b>
Analizar las distintas fuentes bibliográficas, normas y artículos científicos que sustenten la investigación del proyecto.	Consulta en diferentes fuentes datos referentes a las partes y componentes de las hélices.	Informe escrito.
	Establecimiento de la normativa de diseño que sustente el avance teórico, tanto datos técnicos y ecuaciones.	Informe escrito.
	Revisión de las características de motores eléctricos y hélices existentes para drones.	Informe escrito.
Seleccionar la hélice para motores eléctricos “brushless”, y posterior variación de ángulo de deflexión de punta alar, cumpliendo con las normas dadas para el diseño de hélices.	Análisis y selección de hélices para drones mediante cuadro comparativo.	Informe escrito.
	Creación un modelo CAD con normativa de la hélice seleccionada.	Planos CAD de la hélice.
	Variación de ángulo de deflexión de punta alar acorde normas en software CAD.	Planos CAD de la hélice.
Simular la hélice estándar y las hélices modificadas empleando el software ANSYS, para la comparación de los resultados de eficiencia obtenida entre las hélices simuladas y posterior validación experimental.	Simulación de las hélices estándar y modificadas en varios grados de torsión mediante ANSYS.	Informe ANSYS.
	Análisis de datos obtenidos en el simulador por cada hélice.	Hoja de cálculo.
	Establecer el análisis de resultados y conclusiones del proyecto.	Informe escrito

**Fuente:** Equipo de trabajo

### 3. MARCO TEÓRICO

#### 3.1. Introducción y objetivo

En este capítulo se revisa algunos conceptos básicos acerca de los vehículos aéreos no tripulados, hélices, análisis físicos, corrección de puntas de ala, tipos y sus principales características como parte fundamental de los mismos, también se indagará en las hélices existentes con sus características para su posterior selección y modificación.

#### 3.2. Descripción del objeto de estudio

Las hélices son un dispositivo mecánico que en la actualidad impulsan aeronaves de gran proporción dentro de aviación general, comercial, militar, etc., y en aeronaves de menor tamaño como RPAs, familia a la que pertenecen los drones, en esta última se presentan algunas deficiencias dentro de la operación, como un rápido consumo de batería producto de un arrastre provocado por la geometría de la hélice.

#### 3.3. Aeronaves pilotadas remotamente RPA

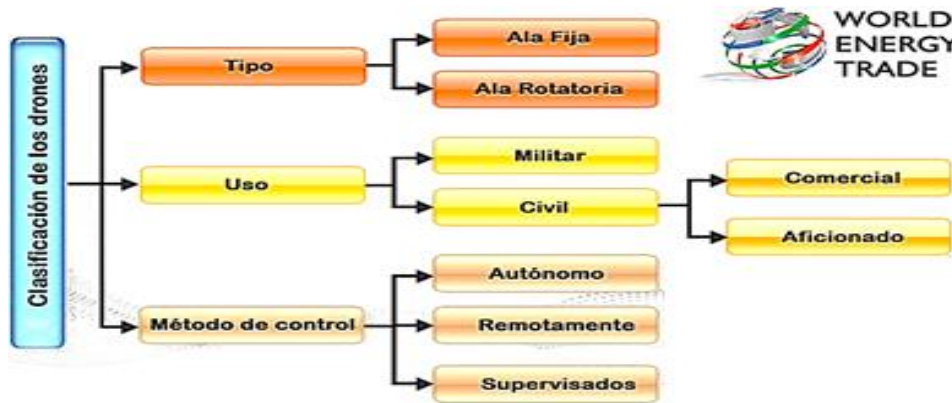
En la actualidad, encontramos aeronaves y todo tipo de sistemas de vuelo en gran parte de los aspectos de la vida moderna, no sólo en ámbitos militares, sino también en aplicaciones civiles. A partir de los últimos 50 años las aeronaves de ala fija y rotatoria han aportado como medio de transporte de personas, mercancías, labores de reconocimiento y rescate, hasta llegar a ser muy pequeños siendo controlados por radiofrecuencia o de forma autónomo con alto desarrollo tecnológico como los UAVs (vehículo aéreo no tripulado) o drone.



**Figura 3.1** Tipos de drones

**Fuente:** [2]

La principal desventaja de un multirotor UAV es el consumo energético, debido a que la capacidad de almacenamiento de sus baterías es bajo, con respecto al tiempo de ejecución de las tareas, lo que conlleva a un consumo rápido y duración mínima, debido a diversos factores como el peso y eficiencia de la hélice, etc.



**Figura 3.2** Clasificación de UAVs

Fuente:[3]

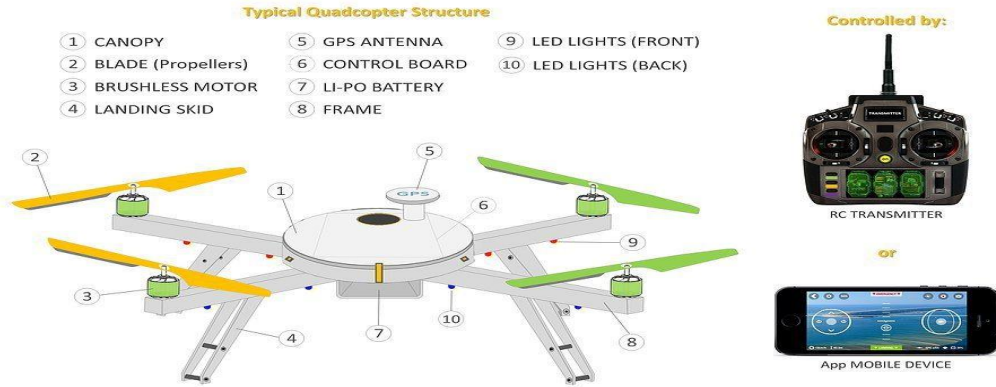
En la figura 3.2 se observa una clasificación de los UAVs tomando en cuenta la física de vuelo empleada. Los drones de ala fija tienen la ventaja de un consumo de energía moderado, una mecánica simple y un mayor sigilo en operación, ya que pueden volar sin partes móviles y planear, sin embargo, su movilidad no es demasiado buena [4].

### 3.3.1. Drones y su desarrollo en Ecuador

En Ecuador estos dispositivos están regulados por la Autoridad Aeronáutica de Aviación Civil (DGAC ECUADOR), en la RDAC PARTE 101 GLOBOS FIJOS COMETAS, COHETES, Y AERONAVES RADIOCONTROLADAS Y GLOBOS LIBRES NO TRIPULADOS, Subparte C, numeral 101.23 Límites de operación, en la que se indica que ninguna persona puede operar una aeronave no tripulada de manera que pueda originar un peligro de colisión con aeronaves; tampoco dentro de los 9260 m (5 nm) de los límites de cualquier aeropuerto; y presente cualquier altitud donde la visibilidad horizontal sea menor a 9260 m (5 nm); y dentro de un radio de 457,20 m (1500 pies) de cualquier persona o propiedad que no esté asociada con la operación, entre otros [5].

### 3.4. Componentes de un drone

La figura 3.5 se detalla los componentes de un drone y su ubicación, para luego describir cada uno de ellos.



**Figura 3.3** Componentes del drone

**Fuente:** [6]

#### 3.4.1. Esqueleto de drone multi-rotor

Es la estructura que le da forma, en ella se instalan y aseguran los demás sensores y elementos, generalmente esta estructura está fabricada con aleaciones metálicas para disminuir su peso, aunque dependiendo del modelo se puede encontrar fabricado en plástico o fibras de vidrio.

#### 3.4.2. Batería de drones

Es la encargada de aportar la energía necesaria al sistema para su funcionamiento. Las baterías más usadas son las de litio (Lipo) puesto que ofrecen una mejor eficiencia en relación a otros tipos de baterías en capacidad, peso, volumen y tensión [7].

#### 3.4.3. Motor eléctrico sin escobillas

Los motores brushless son utilizados en las aeronaves no tripuladas, estos son de corriente continua con polos salientes en el estator y un rotor en el que se sitúa el devanado del inducido, debido a las buenas características de regulación de velocidad [8].

#### 3.4.4. Radio receptor de mando

Es el responsable de recibir la señal de radio enviada por el control remoto, mediante el cual el usuario realiza el movimiento que desea y este lo transforma en una onda esférica que es

recibida por el radio receptor del multi-rotor transformándola en datos que se envían al controlador de vuelo, para que ejecute la instrucción.

#### **3.4.5. Variadores de velocidad - ESC**

El variador o ESC, por su denominación en inglés *Electronic Speed Controller*, es un circuito electrónico que sirve para controlar la velocidad de giro de los motores, así como su dirección y servir como freno dinámico para éstos. Está compuesto por un circuito integrado que hace de puente entre el controlador de la aeronave y los motores [9].

#### **3.4.6. Hélices de drones**

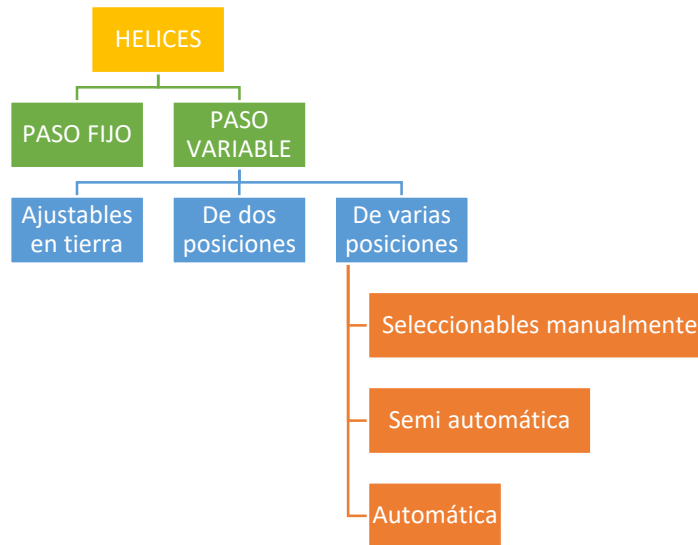
Las hélices son componentes más importantes del UAV, ya que de ellas dependerá la fuerza de empuje de cada uno de los sistemas propulsores, para un mismo motor seleccionado puede variar su eficiencia en función de la hélice que se asocie [10].

Las hélices son caracterizadas por dos parámetros que indican su comportamiento de vuelo.

- La longitud de las hélices, o distancia entre las puntas.
- Un tamaño de hélice mayor genera un mayor empuje, por consiguiente se podrá soportar más carga.
- El paso de la hélice, indica la distancia teórica que la hélice avanzará a lo largo del eje de rotación en una revolución completa, es capacidad de la hélice para mover el aire y generar empuje.

### **3.5. Tipos de hélices**

Las hélices se pueden clasificar en varios grupos en función del material con que están construidas, el número de palas que tienen y principalmente como se ve a continuación.



**Figura 3.4** Tipos de hélices

**Fuente:** Los autores

### 3.5.1. Paso fijo

El paso fijo es único para todos los regímenes de vuelo y está impuesto por el mejor criterio de diseño y no es modificable ni en tierra ni en vuelo, ante esto, se restringe y limita su eficacia; es así que, una buena hélice para despegues o ascensos no es tan buena para velocidad de crucero, y viceversa [11].

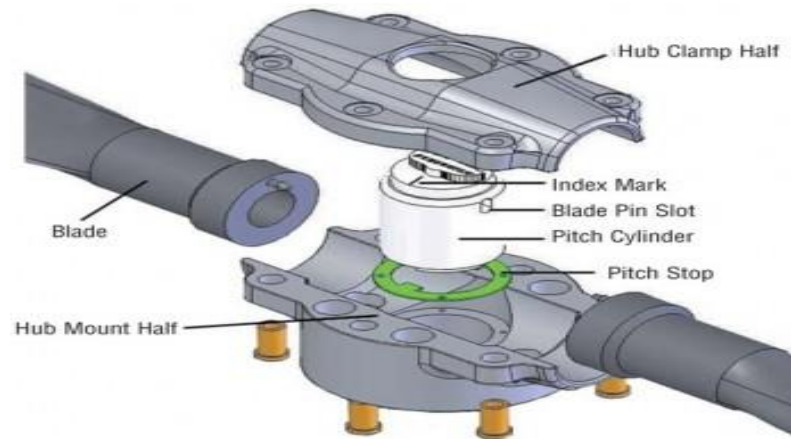


**Figura 3.5** Hélices de paso fijo

**Fuente:** [12]

### 3.5.2. Paso variable

Este tipo de hélice, obtiene su rendimiento óptimo durante las diferentes fases de vuelo, esto se debe, por los mecanismos hidráulicos, eléctricos instalados que permiten al piloto ajustar el paso de la hélice a cualquier momento [11].



**Figura 3.6** Hélices de paso variable

**Fuente:** [13]

El paso corto, implica menor ángulo de ataque de la pala y por tanto menor resistencia inducida, por lo que la hélice puede girar más libre y rápidamente, permitiendo el mejor desarrollo de la potencia del motor, esto le hace el paso idóneo para maniobras en las que se requiere máxima potencia: despegue y ascenso, aunque no es un paso adecuado para régimen de crucero [14].

El paso largo, supone mayor ángulo de ataque y por ello mayor resistencia inducida, lo que conlleva menos R.P.M. en la hélice y peor desarrollo de la potencia del motor, pero a cambio se mueve mayor cantidad de aire, con este paso, decrece el rendimiento en despegue y ascenso, pero sin embargo se incrementa la eficiencia en régimen de crucero.

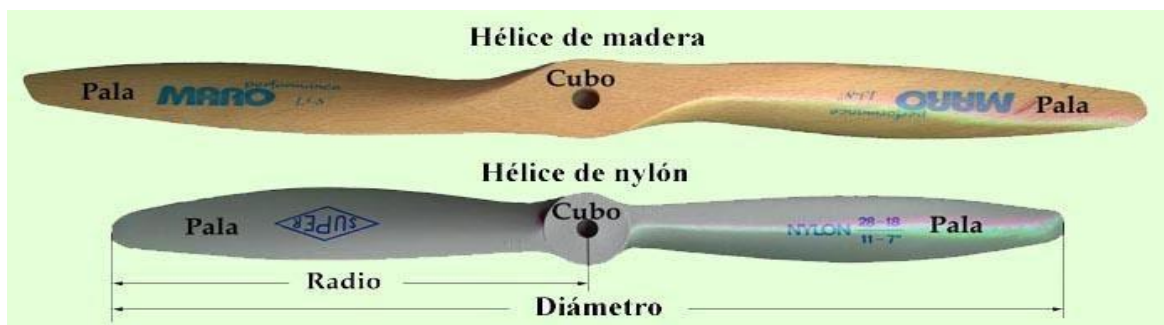
### 3.5.3. Elementos de una hélice

La figura 3.8 indica la ubicación de cada uno de los elementos a continuación descritos:

- **Pala:** Es el brazo que gira y produce el movimiento impulsante, también existen hélices de una sola pala, las hélices que más a menudo se utilizan son aquellas que están formadas por dos palas o tres palas.

- **Cubo:** Es la parte central de la hélice en donde está el agujero para la fijación en el eje del motor. Es también la base de fijación de las palas.
- **Bordes:** La hélice es un ala, por lo tanto tiene borde de ataque (el de más curvatura) y borde de salida.
- **Radio:** Se denomina radio de una hélice a la distancia entre el centro de la hélice y el extremo de cada pala.
- **Longitud o diámetro y paso:** Una hélice 25x15 o 10x6, significa que es una hélice que tiene 25 cm de diámetro y 15 cm de paso. La primera medida, los 25 cm., indican la longitud de la hélice de punta a punta y la segunda, los 15 cm., indican lo que avanzaría hacia delante la hélice, idealmente, en cada vuelta.

Evidentemente, mover las hélices tiene un costo: la energía que se consume, energía que el motor tiene que ser capaz de producir. Se puede pensar que la mejor hélice para los motores es la que tuviera mayor paso, porque con ella instalada avanzaría más nuestro avión [15].



**Figura 3.7** Elementos de una hélice

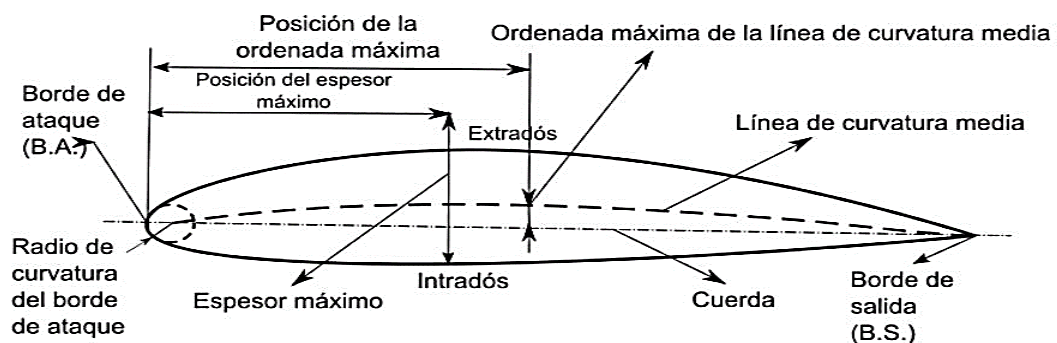
**Fuente:** [16]

### 3.6. Perfil aerodinámico

Un objeto plano colocado con inclinación hacia arriba y colocado en una corriente de aire es capaz de producir una fuerza de sustentación. Un perfil aerodinámico no solo produce sustentación, sino que está diseñado de tal forma que, colocado en una corriente de aire, sea capaz de aprovechar al máximo las fuerzas que se originan en esta debido a los cambios de velocidad y presión. Los perfiles aerodinámicos empleados en los RPA para trabajos aéreos serán adecuados a velocidades subsónicas [10].

Seguidamente, se definen algunos conceptos básicos en cuanto a la terminología de las diferentes partes que componen un perfil alar:

- **Extradós:** parte superior del perfil (cara de succión).
- **Intradós:** parte inferior del perfil (cara de presión).
- **Borde de ataque:** es el lugar del perfil que primero contactará con el fluido. Es también el que distribuirá la corriente, separándose en extradós e intradós.
- **Borde de salida:** es el lugar del perfil por donde sale el aire, y desde el que la corriente debería de volver a juntarse.
- **Cuerda c:** es la línea recta que une el borde de ataque y el borde de salida.
- **Espesor h:** es el grosor del perfil en un punto, es decir, la distancia entre el extradós y el intradós.
- **Anchura b:** es la distancia perpendicular al perfil.
- **Perfil asimétrico:** es el perfil en el que el extradós es diferente al intradós.
- **Perfil simétrico:** es el perfil en el que el extradós y el intradós son iguales.
- **Ángulo de ataque:** es el ángulo que existe entre la cuerda del perfil y la dirección de la corriente de aire.
- **CP:** coeficiente de presión.
- **CL y CD:** coeficientes de sustentación (lift) y de arrastre (drag), característicos de un perfil para unas condiciones dadas.



**Figura 3.8** Partes de un perfil aerodinámico

**Fuente:** [17]

### 3.7. Fuerzas que actúan en vuelo en un RPA

Para entender los principios físicos que actúan, existen cuatro fuerzas en el vuelo de una aeronave que entran en análisis, la sustentación, el peso, el empuje y la resistencia.

Para que un RPA sea capaz de volar, el empuje debe igualar a la resistencia, y la sustentación debe igualar el peso. En este caso la aeronave se encontrara en una situación de vuelo recto y nivelado, por lo que todas sus fuerzas estarían en equilibrio. Si por cualquier razón, la resistencia se incrementara, entonces la fuerza del empuje sería menor que la de resistencia entonces desacelerara. Si el empuje se incrementa superando la fuerza de la resistencia entonces acelerara. De igual modo, si la fuerza de la sustentación fuera menor que la del peso del propio aparato, entonces el RPA descenderá y viceversa [10].



**Figura 3.9** Fuerzas que interactúan en vuelo

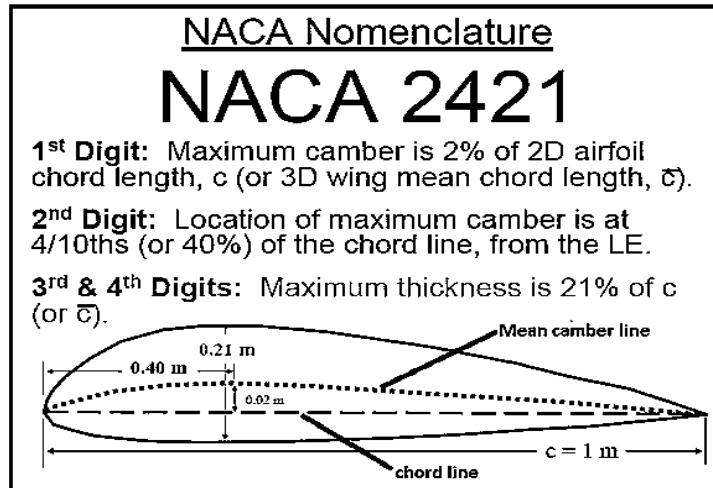
**Fuente:** [10].

### **3.8. Perfiles aerodinámicos NACA**

#### **3.8.1. Espesor, línea media y peralte**

NACA define los perfiles aerodinámicos basados en una distribución específica de espesor y línea media. La curvatura es definida como la distancia máxima entre la línea media y la línea de cuerda. La curvatura afecta de manera significativa al flujo de aire descendente detrás del perfil y, por lo tanto, a la cantidad de sustentación produce. La regla experimental expresa: cuanto mayor sea la curvatura, mayor será la sustentación del perfil, también las excepciones indican que la resistencia también es mayor [18].

De igual manera, hay un fenómeno de separación asociado con el incremento en espesor que incrementa la gradiente de presión adversa en el perfil alar, de este modo, se debe tomar en cuenta hasta qué punto se puede incrementar el espesor del perfil, para incrementar el coeficiente de sustentación máximo y de igual forma minimizar la separación de la capa límite.



**Figura 3.10** Nomenclatura perfil alar NACA de 4 dígitos

**Fuente:** [19]

### 3.8.2. Aplicaciones

Los perfiles aerodinámicos se utilizan ampliamente en aviación general, siendo los más conocidos una familia de aviones Cessna. Las versiones abombadas se utilizan para las alas, mientras que las simétricas se utilizan para el estabilizador horizontal y el vertical. Los perfiles simétricos también se utilizan para los rotores de los helicópteros, las antenas e incluso para algunos aviones supersónicos y misiles [20].

### 3.8.3. Sistema de numeración

Como se muestra en la Figura 3.10, el sistema de numeración se basa en la geometría del perfil aerodinámico. El primer dígito indica la curvatura en porcentaje de la cuerda. El segundo dígito indica la distancia desde el borde de ataque hasta el valor máximo de la curvatura en décimas de la cuerda. Los dos últimos dígitos indican el grosor del perfil en porcentaje de la cuerda. Por lo tanto, el perfil NACA 4415 tiene un 4% de curvatura localizada en el 40% del acorde y es el 15% de espesor. Además, el NACA 0009 es un perfil simétrico como indican los primeros dos dígitos 00. El perfil aerodinámico tiene un 9% de grosor [20].

En la siguiente tabla se presentan las ventajas y desventajas de los perfiles aerodinámicos NACA, así también las aplicaciones dentro de la aviación.

**Tabla 3.1** Ventajas y desventajas de los perfiles NACA

PERFIL	VENTAJAS	DESVENTAJAS	APLICACIONES
4 dígitos	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Buenas características ante las pérdidas</li> <li>• Pequeño centro de movimiento de presión en un amplio rango de velocidades</li> <li>• La rugosidad tiene poco efecto</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Bajo coeficiente de elevación máxima</li> <li>• Arrastre relativamente alto</li> <li>• Alto momento de cabeceo</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Aviación general</li> <li>• Colas horizontales</li> </ul> <p><b>Simétrico:</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Aeronaves supersónicas</li> <li>• Palas de helicóptero</li> <li>• Aletas de misiles/cohetes</li> </ul>
5 dígitos	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Mayor coeficiente de sustentación máxima</li> <li>• Momento de cabeceo bajo</li> <li>• La rugosidad tiene poco efecto</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Mal comportamiento en pérdida.</li> <li>• Arrastre relativamente alto</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Aviación general</li> <li>• Aeronaves a pistón,</li> <li>• Aviones de uso privado</li> </ul>
16 – serie	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Evita los picos de baja presión</li> <li>• Baja resistencia a alta velocidad</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Relativamente baja sustentación</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Hélices de aeronaves</li> <li>• Hélices de barcos</li> </ul>
6 – serie	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Alto coeficiente de sustentación máxima</li> <li>• Baja resistencia sobre un pequeño rango de condiciones de operación</li> <li>• Optimizado para alta velocidad</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Alta resistencia fuera del rango óptimo de funcionamiento.</li> <li>• Alto momento de cabeceo</li> <li>• Mal comportamiento en pérdida</li> <li>• Muy susceptible a la rugosidad</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Aeronaves a pistón</li> <li>• Jets de negocios</li> <li>• Jets de entrenamiento</li> <li>• Jets supersónicos</li> </ul>
7 – serie	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Arrastre muy bajo sobre un pequeño rango de condiciones de funcionamiento</li> <li>• Momento de cabeceo bajo</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Reducción máxima del coeficiente de sustentación.</li> <li>• Elevado arrastre fuera del rango óptimo de condiciones de operación.</li> <li>• Mal comportamiento en pérdida</li> <li>• Muy susceptible a la rugosidad</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Rara vez usados</li> </ul>
8 – serie	No profundizado	No profundizado	Muy rara vez usados

**Fuente:** [20]

### 3.8.4. Aerodinámica y fuerzas actuantes sobre la pala

Las palas están formadas por dos superficies unidas en su extremo final a un buje. Como puede observarse en la Figura 3.11, las fuerzas que actúan son [21]:

- Empuje de la fuerza del viento sobre la pala de forma paralela a la dirección de avance introduciendo un esfuerzo de flexión sobre la superficie.
- Fuerza centrífuga debida la rotación de la propia pala y tiende a empujar la pala de su punto central.
- Torsión que tiene lugar sobre la pala a consecuencia de las posibles fuerzas que puede ejercer el viento y tiende a retorcer las palas contra un ángulo de empuje menor.



**Figura 3.11** Esfuerzos actuantes en las hélices

Fuente: [21]

### 3.9. Orígenes y características del ruido en una hélice

Fuentes de Ruido

- El motor
- Ruido aerodinámico
- Ruido de Hélice

#### 3.9.1. Ruido rotacional de hélice

Este ruido es generado por el campo de presión oscilatorio que actúa en el aire en un punto fijo cercano al disco de la hélice. Este ruido está principalmente asociado con la producción de empuje y torque. A altas velocidades de hélice, la medida de ruido puede también volverse importante. El nivel de ruido rotacional es máximo en el plano de rotación y se incrementa con el poder absorbido por la hélice, con el incremento del diámetro de la hélice, con menos palas y con el incremento en la velocidad en la punta [22].

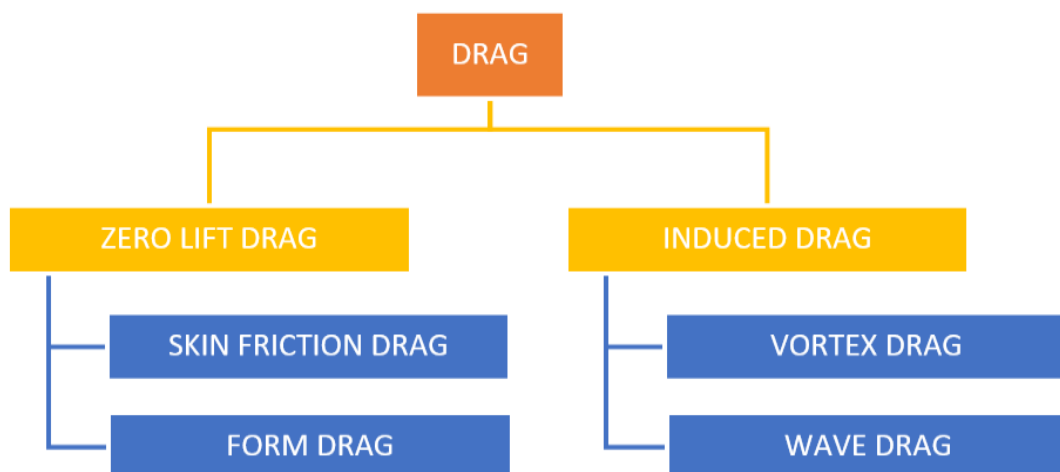
#### 3.9.2. Efecto del número de palas en la potencia

El número de palas es fundamental para convertir la potencia del motor en potencia propulsora. La sustitución de las hélices es un hecho común en la industria de la aviación. A veces estos cambios implican una hélice que tiene un número diferente de palas que la hélice original. Por ejemplo, si se considera una hélice de cuatro palas como un reemplazo de una de dos palas.

Suponiendo que tal modificación sólo implique un cambio en el número de palas, la adición aumentará el par necesario para hacer girar la nueva hélice en un factor de dos. Esto puede verse, con la Teoría de los elementos de las palas, sin embargo, como esta hélice se monta en el mismo motor, la potencia disponible por pala disminuirá. Esto se manifestará en que el motor no podrá girar la hélice a las RPM originales. Si todo lo demás es igual (por ejemplo, el diámetro de la hélice y la geometría de la forma de la pala son iguales) se generará menos empuje y el rendimiento del avión se verá afectado. El remedio es reducir el par generado por cada pala, ya que esto permitirá que la hélice gire a unas RPM más cercanas a las originales. La forma más fácil de lograrlo es reducir el diámetro de la hélice. Una ventaja de tal modificación es que hay menos ruido y peso de la hélice [20].

### 3.10. Tipos de fuerzas durante el vuelo

En la aerodinámica, las cuatro fuerzas principales que actúan en los aviones durante el vuelo son: elevación, arrastre, empuje y peso. La resistencia es uno de los fenómenos más críticos entre todos y es la fuerza de oposición del movimiento de avance de la aeronave. Podría clasificarse brevemente en el arrastre parásito (no de sustentación) y el arrastre inducido por el levantamiento. En una aeronave de transporte civil, la resistencia por fricción y la resistencia inducida en conjunto contribuye en más del 80% de la resistencia total, como se representa pero las otras formas de arrastre no podían ser excluidas con seguridad.



**Figura 3.12** Resistencia aerodinámica y clasificación

**Fuente:** [23]

### 3.10.1. Alas finitas: pérdida de rendimiento

El mismo perfil (ala infinita) cuando se usa como ala está sujeta a:

- **Una pérdida de sustentación:** a medida que la pendiente de la curva de elevación cambia debido a la corriente descendente creada por los fuertes vórtices de punta.
- **Un aumento en el arrastre:** arrastre inducido por el componente de elevación en la dirección del arrastre.

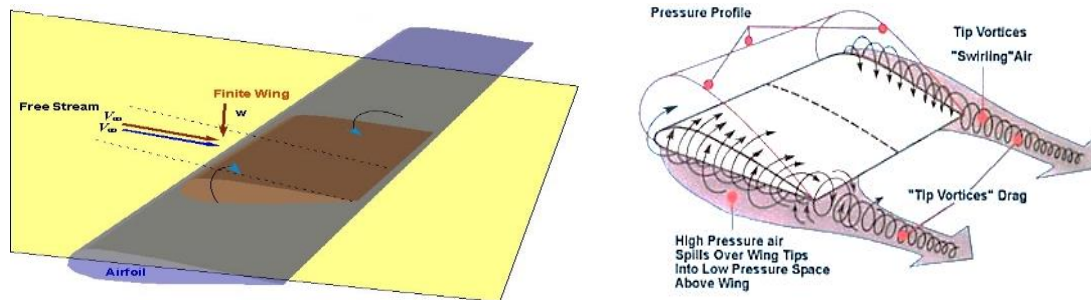


Figura 3.13 Ala finita pérdida de rendimiento

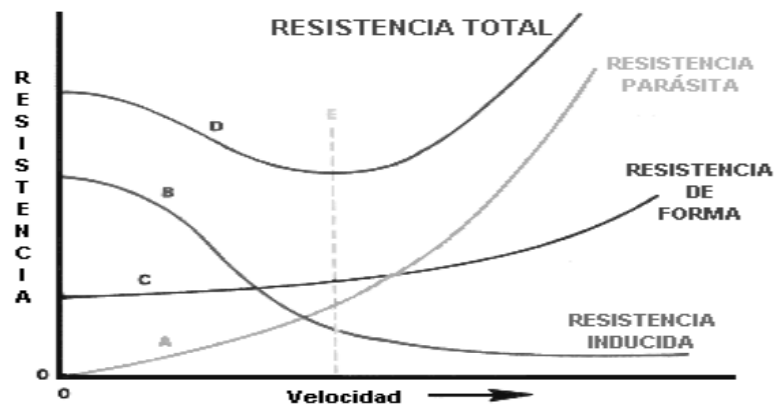
Fuente: [24]

### 3.10.2. Pérdida de elevación

Los vórtices de las puntas introducen un componente vertical de velocidad que causa un ángulo de ataque inducido en relación con el ala infinita. Esto hace que un ángulo efectivo del ataque sea correspondientemente más bajo, generando así un coeficiente de elevación más bajo para la sección. El vector de elevación, por definición, es normal a la velocidad relativa. Esto provoca un componente de arrastre en la dirección de la secuencia libre. Esto se llama resistencia inducida por la sustentación o resistencia inducida [20].

### 3.11. Tipos de resistencia aerodinámica

La resistencia es la fuerza que se opone al movimiento del RPA en el aire. La resistencia total es la suma de: la resistencia inducida y la resistencia parásita. La resistencia total está asociada con la velocidad. La velocidad que teóricamente produce la resistencia total más baja determina la velocidad de mejor rango de ascenso, el mínimo rango de descenso para la auto-rotación y la máxima velocidad de mejor autonomía. La siguiente figura muestra un cuadro de las diferentes resistencias en función de la velocidad [25].



**Figura 3.14** Resistencia y velocidad

Fuente: [25].

**La resistencia al avance** es provocada por el perfil por la fricción con el aire. Esta no cambia significativamente con la variación del ángulo de ataque, pero se incrementa moderadamente con el aumento de la velocidad.

**La resistencia inducida** es el resultado de la producción de sustentación. Altos ángulos de ataque, que producen más sustentación, producen alta resistencia inducida. En las alas rotativas, al aumentar la velocidad de translación, la resistencia inducida disminuye. La resistencia inducida es una de las fuerzas aerodinámicas opuestas a la sustentación.

**La resistencia parásita** es producida por todos aquellos componentes no generadores de sustentación.

- La curva "A" en el diagrama muestra la resistencia parásita, que es muy baja a bajas velocidades y aumenta con la velocidad.
- La curva "B" muestra la resistencia inducida que decrece con la velocidad. En estacionario esta resistencia es muy alta.
- La curva "C" es la resistencia del perfil o de forma aumentando muy poco con el aumento de la velocidad.
- La curva "D" muestra la resistencia total que es la suma de las otras tres.

La desviación del flujo hacia abajo y los vórtices que son arrastrados por la estela del ala, aumentan la resistencia al avance, pues continuamente están entregando energía a la corriente de aire [26].

### 3.12. Reducción de la resistencia mediante Winglets

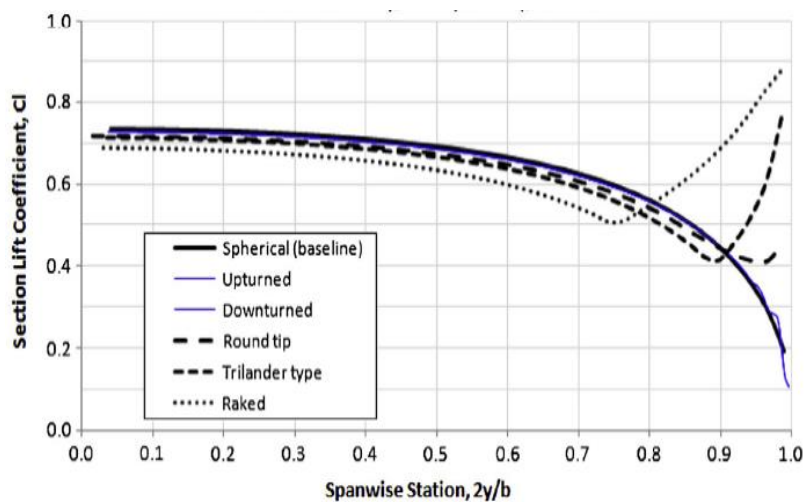
Los winglets reducen los vórtices de las puntas de las alas, formados por la diferencia entre la presión en la superficie superior del ala de un avión y la de la superficie inferior. La alta presión en la superficie inferior crea un flujo de aire natural que llega hasta la punta del ala y se enrolla hacia arriba a su alrededor. Cuando el flujo alrededor de las puntas de las alas fluye detrás del avión, se forma un vórtice. Estos tornados representan una pérdida de energía y son lo suficientemente fuertes como para voltear aeronaves [27].



**Figura 3.15** Winglet para ala fija

**Fuente:** [27]

Los coeficientes de elevación de la sección para los estilos de ala más eficientes se mantienen altos a lo largo de la punta. Esto significa que la punta del ala será la primera parte del ala en detenerse en ángulos de ataque más altos. Si la envergadura de la punta del ala es sustancial, este efecto perjudicial en la estabilidad del balanceo del ala en el punto muerto. Esto sería menos preocupante para una punta de ala de relativamente de corta envergadura, ya que está sujeta a la formación de un vórtice de borde de ataque, similar al ala delta. Sin embargo, puede plantear problemas para una punta de ala rastrillada de gran envergadura.

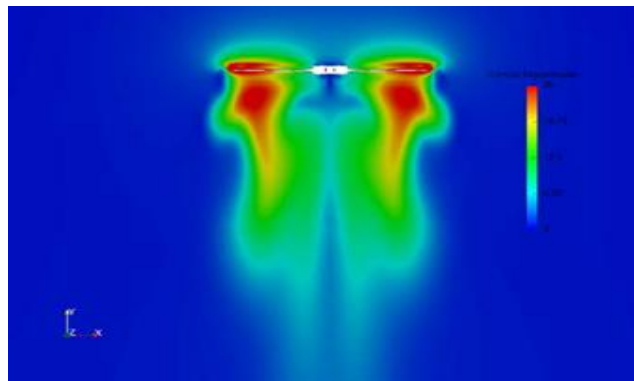


**Figura 3.16** Coeficiente de sustentación

**Fuente:** [20]

### 3.13. Revisión de trabajos precedentes

Erdem Yilmaz, Junling Hu en el artículo científico que presenta “CFD Study of Quadcopter Aerodynamics at Static Thrust Conditions”, evidencia un estudio análisis numérico para el proyecto rendimiento aerodinámico de dos diseños de hélices en el condición de empuje estático. El primer diseño se basa en la pala de la hélice de un drone DJI Spark original y la segunda añaden una aleta “winglet” al primer diseño, en el cual emplea SOLIDWORKS para la computación análisis de dinámica de fluidos (CFD). La hélice genera un 21% más de empuje que la hélice sin aletas [28].



**Figura 3.17** Análisis CFD de una hélice

**Fuente:** [28].

En el artículo “Experimental Investigation of Micro Air Vehicle Scale Helicopter Rotor” se centra en comprender y optimizar el rendimiento del rotor de un helicóptero a escala MAV que opera con un número de Reynolds de punta de pala de unos 30.000. Los parámetros del rotor que han variado durante las mediciones del rendimiento incluyen el perfil aerodinámico de las palas, la cuerda de las palas, el número de palas, la torsión de las palas, la conicidad de la forma plana y las aletas de punta, adicional como resultado se muestra que las Las palas del rotor con pequeñas aletas “winglets” (altura de 6% del radio del rotor) en la punta mejoraron ligeramente la eficiencia del vuelo. Para estas microaletas, la orientación (hacia arriba o hacia abajo) tuvo un efecto mínimo en la eficiencia y los estudios de campo de flujo realizados en la punta de las palas demostraron claramente el papel de las aletas en la difusión del vórtice de la punta [29].

## **4. METODOLOGÍA**

Dentro de los estudios explicativos ejecutados, se ha buscado el porqué de los hechos, estableciendo relaciones de causa y efecto, viabilizado por el empleo del método hipotético deductivo, partiendo de una serie de observaciones realizadas y experimentadas de un caso particular para plantear un problema relacionado a la eficiencia de hélices para drones, para lo cual se lleva un proceso de inducción que permite trasladar el problema a una teoría, de tal forma, que se pueda plantear una hipótesis que represente una mejora, que a través de un razonamiento deductivo se permita validar la hipótesis. La modalidad de campo se presenta al emplear el banco de pruebas para verificar los parámetros obtenidos.

### **4.1. Selección de objeto de estudios**

#### **4.1.1. Selección de motor y hélice de drone**

Para este estudio se ha empleado un motor eléctrico Graft ML4112 400KV utilizado en el drone T4, según los datos obtenidos en la ficha técnica del motor eléctrico sin escobillas Graft posee las siguientes características:

- Motor KV: 400 RPM/V.
- Corriente continua máxima: 22 A.
- Potencia continua máxima: 530 W.
- Peso: 151 g.
- Celda de baterías: 3S-6S.
- Diámetro del motor: 1.85 in.
- Diámetro del eje: 0.125 in.

Las hélices recomendadas por el fabricante del motor GART y fueron sometidas a comparación, como se observa en la Tabla 4.1 y Tabla 4.2.

**Tabla 4.1** Tabla de comparación de hélices

HÉLICES	APC 1555	APC 1238	APC 1447
LONGITUD	15 in.	12 in.	14 in.
PASO	5.5 in	3.8 in	4.7 in
NÚMERO DE PALAS	2	2	2
MATERIAL	Fibra de carbono	Fibra de carbono	Fibra de carbono
PESO	34 g.	29 g.	38 g.
ROTACIÓN	CW/CCW	CW/CCW	CW/CCW

**Fuente:** Los autores

La tabla 4.2 muestra una ponderación específica a cada característica investigada donde 1 es el menor valor ponderado y 4 es el mayor, la suma total de cada uno de los criterios de selección es 100%.

**Tabla 4.2** Tabla de ponderación de hélices APC

CRITERIO DE SELECCIÓN	PESO (0-1)	APC 1555		APC 1238		APC 1447	
		CALIFICACIÓN 1-4	PONDERACIÓN	CALIFICACIÓN 1-4	PONDERACIÓN	CALIFICACIÓN 1-4	PONDERACIÓN
LONGITUD	0,2	4	0,8	2	0,4	3	0,6
PASO	0,2	4	0,8	2	0,4	3	0,6
NÚMERO DE PALAS	0,15	2	0,3	2	0,3	2	0,45
MATERIAL	0,15	3	0,45	3	0,45	3	0,45
PESO	0,2	2	0,4	3	0,6	2	0,4
ROTACIÓN	0,1	2	0,2	2	0,2	2	0,2
TOTAL	1		2,95		2,35		2,70

**Fuente:** Los autores

#### 4.1.2. Características de las hélices estándar

Al analizar las tres opciones, se seleccionó la hélice APC 1555, ya que es la mejor ponderada y está constituida por los mejores criterios requeridos para el desarrollo de este proyecto. A continuación se presentan de forma detallada cada ítem:

- **Material premium:**

Hecho de tela de fibra de carbono de primera calidad. Es ligero, fuerte, buena resistencia y rigidez. Perfecto para aplicaciones Quadcopter Multicopter.

- **Balanceado:**

Presenta vibración mínima y se ajusta a mano para minimizar la diferencia de peso en cada par de precisión para obtener el mejor rendimiento.

- **Rendimiento:**

Rendimiento estable y preciso para aplicaciones de múltiples rotores con motores sin escobillas de bajo KV.

- **Aplicaciones:**

En drones de grado profesional donde el rendimiento y la respuesta precisa son la máxima prioridad, tales como cinematografía, seguridad, agricultura, topografía y mapeo, investigación y rescate, minería, monitoreo de tráfico y más.

## **4.2. Metodología de cálculo**

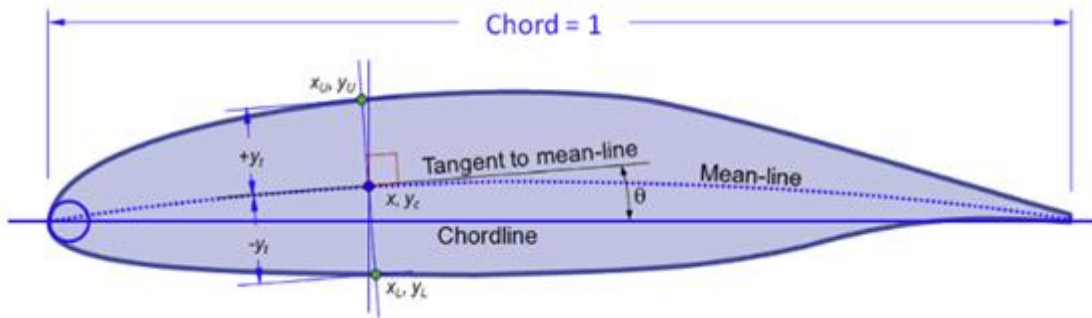
### **4.2.1. NACA perfiles aerodinámicos de 4 dígitos**

Los perfiles de cuatro dígitos de la NACA fueron producto de Eastman N. Jacobs y sus colegas del Túnel de Viento de Densidad Variable de la NACA, quienes alrededor de 1929 demostraron que las características de un perfil aerodinámico dependen en gran medida de su espesor y línea media. Esto permitió describir los perfiles de viento utilizando una formulación matemática y un sistema de designación que refleja las propiedades geométricas del perfil de viento. Estos perfiles aerodinámicos tienen designaciones como 2412, 3308, o 4415, entre otros.

### **4.2.2. Método de diseño del perfil aerodinámico**

La geometría del perfil aerodinámico puede ser determinada computando los valores  $X$  y  $Y$  de acuerdo al procedimiento que sigue, el algoritmo se basa en el informe NACA reportes No. 824 *SUMMARY AIRFOIL DATA* y No. 460 *THE CHARACTERISTICS OF 78 RELATED AIRFOIL SECTIONS FROM TESTS IN THE VARIABLE-DENSITY WIND* y está configurado para el análisis

utilizando una hoja de cálculo para determinar las ordenadas de las superficies superior e inferior. Éstas se giran con respecto a la pendiente de la línea media, así, el valor x del punto de la superficie superior no es el mismo que el del punto de la superficie inferior. Esto requiere la evaluación de la pendiente de la línea media y la rotación con respecto al punto (x, y) como se muestra en la Figura 4.1



**Figura 4.1** Determinación de coordenadas para NACA 4 dígitos

**Fuente:** [10]

- **Paso 1: Valores preliminares**

Decidir el perfil aerodinámico, para este caso es el NACA 6609.

Se extrae los datos:

- $C = 0.06$       Corresponde camber máximo al 6%
- $X_{camber} = 0.6$       La ubicación del camber es al 60%
- $t = 0.09$       El espesor es de 9% del camber

- **Paso 2: Resolución del perfil aerodinámico**

Decidir cuántos valores x (y por lo tanto los valores y) a incluir en el análisis. Aquí, se llamara N a ese valor (por ejemplo, N = 100 por 100 puntos).

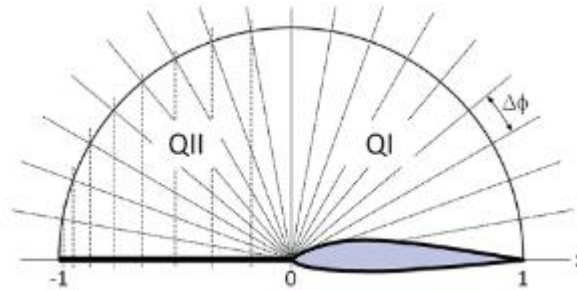
- **Paso 3: Preparar la tabla**

Tabular las coordenadas x a lo largo de la cuerda unitaria usando el esquema de coseno aplicando las siguientes ecuaciones:

$$\Delta\phi = \frac{90^\circ}{N-1} \quad \text{o} \quad \Delta\phi = \frac{\pi}{2(N-1)} \quad (4.1)$$

Donde:

- $\Delta\phi$ : Corte uniforme por ángulo para el círculo unitario  
 $N$ : Número de puntos o intervalos



**Figura 4.2** Esquema angular de perfil

**Fuente:** [10]

Estos valores deben ir de 0 a 1, donde  $x = 0$  para representar el borde de ataque y  $x = 1$  el borde de salida.

- **Paso 4: Calcular el espesor**

Calcular el espesor de las superficies superior e inferior del perfil aerodinámico para cada valor  $x$ , desde:

$$\pm y_t = 5t(0.29690\sqrt{x} - 0.12600x - 0.35160x^2 + 0.28430x^3 - 0.10150x^4) \quad (4.2)$$

Donde:

$\pm y_t$ : Espesor superior o inferior desde la línea media

$x$ : Valor del punto de la superficie superior y del punto de la superficie inferior (no son iguales).

- **Paso 5: Calcular el  $y$ -valor para la línea media**

El siguiente paso implica el cálculo del  $y$  valor de la línea media para cada  $x$ , que se llamo  $y_c$ . Esto depende sobre si  $x$  es más grande o más pequeña que la ubicación de la curvatura y está dada por:

Si  $x \leq x_{camber}$  entonces:

$$y_c = C \frac{(2x_{camber} - x)x}{x_{camber}^2} \quad (4.3)$$

Si  $x > x_{camber}$  entonces:

$$y_c = C \frac{(1-2x_{camber})+2x_{camber}x-x^2}{(1-x_{camber}^2)^2} \quad (4.4)$$

Donde:

$y_c$ : Valor de la línea media para  $x$

- **Paso 6: Calcular la pendiente de la línea media**

Calcular la pendiente de la línea media en el punto:

Si  $x \leq x_{camber}$  entonces:

$$\frac{dy_c}{dx} = \frac{2C}{x_{camber}} \left(1 - \frac{x}{x_{camber}}\right) \quad (4.5)$$

Si  $x > x_{camber}$  entonces:

$$\frac{dy_c}{dx} = \frac{2C(x_{camber}-x)}{(1-x_{camber}^2)^2} \quad (4.6)$$

- **Paso 7: Calcular el ángulo de rotación**

Calcular el ángulo de rotación de la ordena, aplicando la siguiente ecuación:

$$\theta = \tan^{-1} \left( \frac{dy_c}{dx} \right) \quad (4.7)$$

- **Paso 8: Calcular las ordenadas superiores e inferiores**

Calcular las ordenadas de la superficie superior e inferior de la siguiente manera:

$$x_U = x - y_t \sin \theta \quad (4.8)$$

$$x_L = x + y_t \sin \theta \quad (4.9)$$

$$y_U = y_c + y_t \cos \theta \quad (4.10)$$

$$y_L = y_c - y_t \cos \theta \quad (4.11)$$

Donde:

$U$  (*upper*): Corresponde a los superiores

$L$  (*lower*): Los inferiores.

### 4.2.3. Método de cálculo de los parámetros del motor

En base a los datos del fabricante se realizan los siguientes cálculos: potencia mecánica, se define como la rapidez con que se realiza un trabajo. Se mide en watts (W).

$$Pm = \tau \cdot v \quad (4.12)$$

Donde:

$P_m$ : Es la potencia mecánica; (*watts*)

$\tau$ : Es el par; (*N.m*)

$v$ : La velocidad; (*rad/s*)

Potencia eléctrica, es la proporción por unidad de tiempo, con la cual la energía eléctrica es transferida por un circuito eléctrico.

$$P_e = V \cdot I \quad (4.13)$$

Donde:

$P_e$ : Es la potencia eléctrica; (*watts*)

$V$ : Es el Voltaje; (*Volts*)

$I$ : La intensidad; (*Amps*)

La eficiencia del motor eléctrico es la relación entre la potencia de salida (mecánica) y la potencia de entrada (eléctrica).

$$\eta_m = \frac{P_m}{P_e} \cdot 100\% \quad (4.14)$$

Donde:

$\eta_m$ : Eficiencia del motor; (en %)

#### 4.2.4. Cálculo de parámetros de la hélice

Para extraer datos útiles de la hélice, debe medir los siguientes parámetros:

- Velocidad (RPM)
- Esfuerzo de torsión
- Empuje

La potencia de la hélice se calcula de igual forma que la del motor:

$$P_m = \tau \cdot v \quad (4.15)$$

Donde:

$P_m$ : Es la potencia mecánica; (*watts*)

$\tau$ : Es el par; (*N.m*)

$v$ : La velocidad; (*rad/s*)

La eficiencia de la hélice es:

$$\eta_p = \frac{E}{P_m} \quad (4.16)$$

Donde:

$\eta_p$ : Eficiencia de la hélice; (*g/vatios*)

$E$ : Empuje; (*gramos*)

$P_m$ : Es la potencia mecánica; (*watts*)

#### 4.2.5. Rendimiento del sistema general

El rendimiento general del sistema depende de una combinación equilibrada de motor y hélice. Su sistema será muy ineficiente si estas dos partes no coinciden bien juntas. Debido a que estas dos partes tienen un enlace común (el eje), la eficiencia general del sistema se calcula como:

$$\eta_s = \frac{\eta_p}{\eta_m} \quad (4.17)$$

Donde:

$\eta_s$ : Eficiencia del sistema; (*g/watts*)

$\eta_p$ : Eficiencia de la hélice; (*g/watts*)

$\eta_m$ : Eficiencia del motor; (en %)

Donde la eficiencia del sistema es en gramos por watt de energía eléctrica. Cambiar el motor, la hélice o incluso cambiar a otro ESC contribuirá a cambiar la eficiencia calculada del sistema.

La eficiencia es la relación de la salida dividida por la entrada. Aquí, las hélices convierten la energía mecánica en empuje.

$$\eta_p = \frac{E}{P_m} = \frac{E}{\tau \cdot w} \quad (4.18)$$

Donde:

$E$ : Empuje; (*gramos*)

$P_m$ : Es la potencia mecánica; (*watts*)

$\tau$ : Es el par; (*N.m*)

$w$ : Velocidad angular; (*rad/s*)

### 4.3. Instrumentos de investigación

#### 4.3.1. ANSYS

La simulación en ingeniería es importante y necesaria porque permite al diseñador probar cuantas veces sea necesario el producto, y poderlo optimizar, reemplazando los costosos prototipos físicos y testando con análisis numéricos avanzados, esto será posible siempre y cuando la herramienta o software ofrezca estas facilidades. Desde la introducción del primer software de simulación de ANSYS, la puesta en práctica de la simulación ha aumentado enormemente entre ingenieros de todo el mundo en todas las industrias y disciplinas [30].

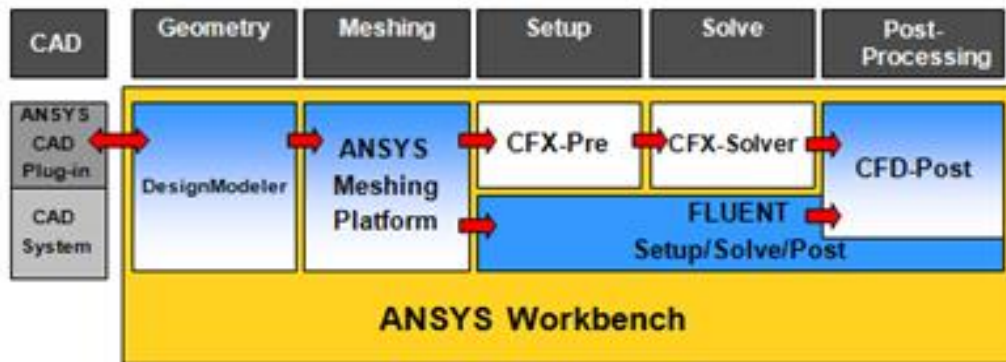


Figura 4.3 Esquema de trabajo ANSYS

Fuente: [30].

#### 4.3.2. Soporte de empuje RCBenchmark de la serie 1520

La serie 1520 es un soporte de empuje simple y asequible con una interfaz USB y un potente software para control automatizado y registro de datos. Esta herramienta está clasificada para motores y hélices que generan empujes de hasta 5 kgf (11 lbf) [31].

Esta herramienta es perfecta si necesita datos de empuje frente a RPM, la serie 1520 tiene muchos accesorios disponibles para ampliar su funcionalidad. Los datos técnicos del soporte de empuje de la serie 1520 están especificados en la hoja de datos en el **Anexo I**.

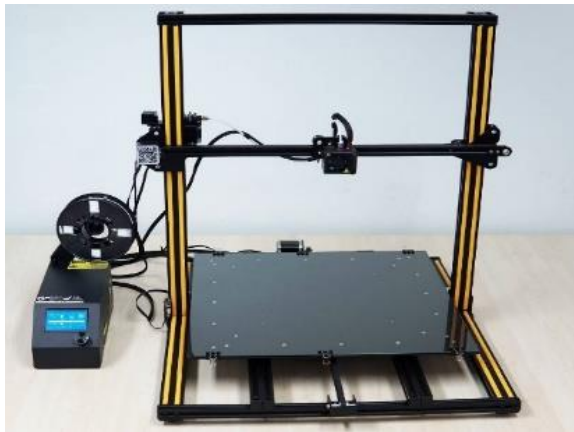


**Figura 4.4** Banco de prueba serie 1520

**Fuente:** [31]

### **4.3.3. Impresora Creality CR10S5**

Una impresora 3D es una máquina capaz de realizar réplicas de diseños en 3D, creando piezas o maquetas volumétricas a partir de un diseño hecho por ordenador. Comúnmente se ha utilizado en el prefabricado de piezas o componentes, en sectores como la arquitectura y el diseño industrial. La Creality CR-10 S5 es la impresora 3D más grande de Creality con un volumen de construcción de 500 x 500 x 500 mm, presenta un mecanismo de doble tornillo de avance, así como rieles de cama doble para un movimiento suave de sus partes de los ejes Y y Z [32].



**Figura 4.5** Impresora Creality CR10S5

**Fuente:** [32].

### **4.3.4. Norma de diseño**

El diseño de una superficie de sustentación generalmente comienza con la definición de las características deseadas o requeridas. Estos pueden ser un cierto rango de coeficientes de elevación, números de Reynolds o Mach, donde el perfil aerodinámico debería rendir mejor,

características de pérdida, coeficiente de momento, espesor, baja resistencia, alta elevación, cavitación, insensibilidad con respecto al polvo y la suciedad. , fácil de construir (fondo plano) o cualquier combinación de tales requisitos. Cuando se hayan escrito estos requisitos, el siguiente paso sería mirar al alrededor, lo que está disponible. Si hay una superficie de sustentación disponible, que se adapta perfectamente a las condiciones deseadas, a menudo no existe una superficie de sustentación existente, que cumpla con todos los requisitos, o el diseñador cree que puede diseñar algo nuevo con un rendimiento mejorado. A partir de este punto, cada diseñador tiene su propio camino y sus herramientas preferidas para proceder.

Usar un perfil inicial y un túnel de viento para continuar es un estilo de prueba y error para encontrar una mejor forma del perfil. Este segundo método a menudo se usa en combinación con un código de optimización numérico: una computadora intenta cientos o incluso miles de modificaciones diferentes de la forma del perfil hasta que no puede encontrar más mejoras. Las referencias en las que se ha basado este estudio son NACA reportes No. 824 *SUMMARY AIRFOIL DATA* y No. 460 *THE CHARACTERISTICS OF 78 RELATED AIRFOIL SECTIONS FORM TESTS IN THE VARIABLE-DENSITY WIND* [33] y [34] .

#### 4.3.5. Material de impresión PLA

El ácido poliláctico (PLA) es un termoplástico biodegradable, hecho a base de recursos renovables como el almidón de maíz o la caña de azúcar. Aparte de usarse en la impresión 3D, se puede ver principalmente en implantes médicos, envases de alimentos y vajillas desechables. El principal beneficio que presenta el filamento PLA es que es fácil de extruir.

**Tabla 4.3** Comparación de PLA y ABS

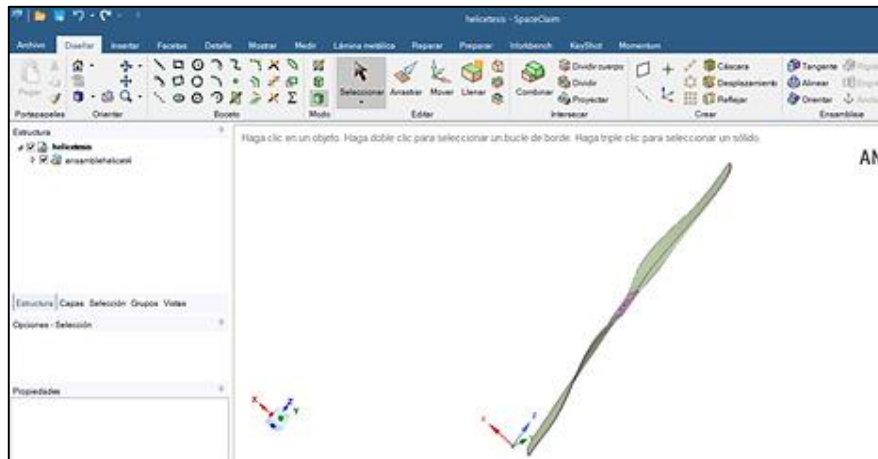
Material	PLA	ABS
<b>Temperatura de impresión</b>	180-230 °C	210-250 °C
<b>Temperatura de la cama caliente</b>	20-60 °C	80-110 °C
<b>Obstruye el cabezal</b>	A veces	Nunca
<b>Adherencia de la primera capa</b>	Problemas menores	Problemas menores
<b>Humo</b>	Poco a nada	Nefasto e intenso

**Fuente:** Los autores

Después de revisar las características de los materiales PLA Y ABS que están descritas en la tabla 4.3 se muestra el PLA tienes mejores características para la impresión de hélices en 3D

#### 4.4. Simulación de hélices

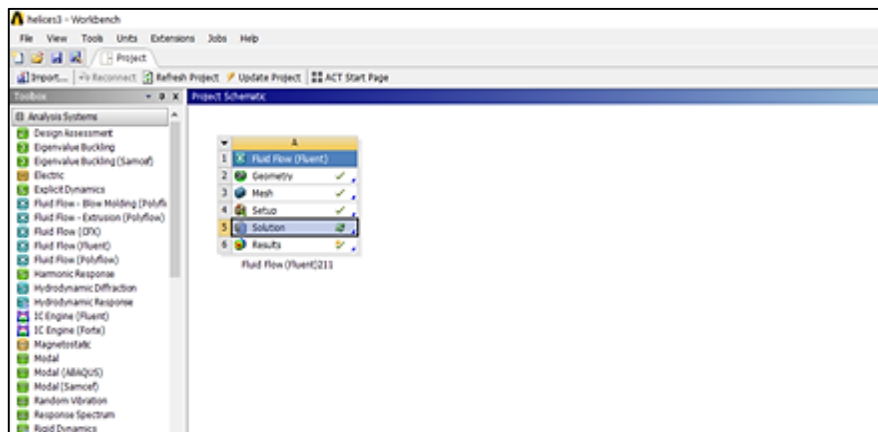
**Paso 1:** Variación de geometría de la hélice original generada según planos del fabricante mediante el programa SpaceClaim un programa CAD de la casa ANSYS, en este software se editó la forma del ángulo de punta alar en donde se centra el presente estudio.



**Figura 4.6** Diseño en SpaceClaim

**Fuente:** Los autores

**Paso 2:** Aplicación en ANSYS con el diseño original ya cambiado a su nueva forma se procedió a realizar un estudio de fluido con Fluid Flow (fluent) en ANSYS Workbench siguiendo el esquema de trabajo descrito a continuación.

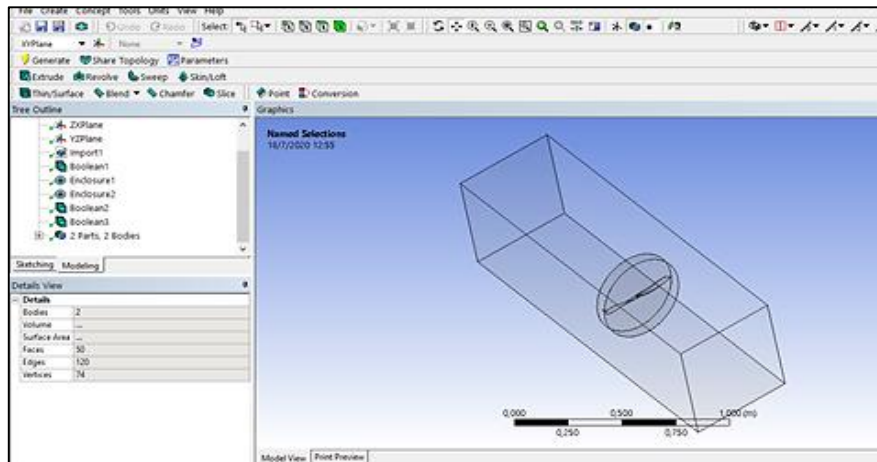


**Figura 4.7** Interfaz Ansys Workbench (fluid)

**Fuente:** Los autores

a) **Geometry:** En esta casilla se importó el diseño de la hélice original o con nueva geometría según el caso y se crean las condiciones geométricas para realizar el estudio CFD en el

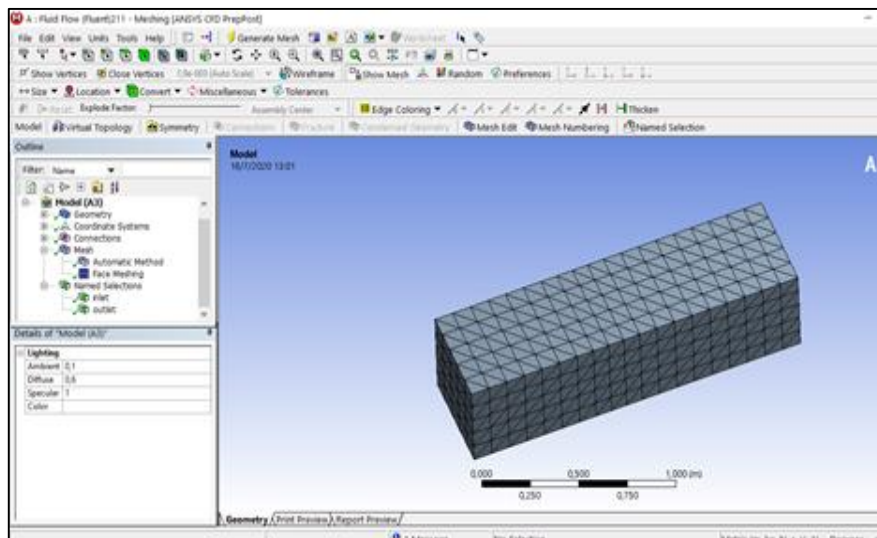
programa DesingModeler, se creó un cilindro para generar el movimiento de la hélice y un cubo para hacer de túnel de viento en este estudio como se muestra en la Figura 4.8.



**Figura 4.8** Diseño de geometrías ANSYS

**Fuente:** [35].

- b) **Mesh:** En esta sección se creó todos los puntos de cálculo en los diferentes cuerpos creados en la casilla Geometry, en esta sección se utilizó el programa Meshing para generar el mallado en el cuerpo y se nombra las entradas y salidas del aire.

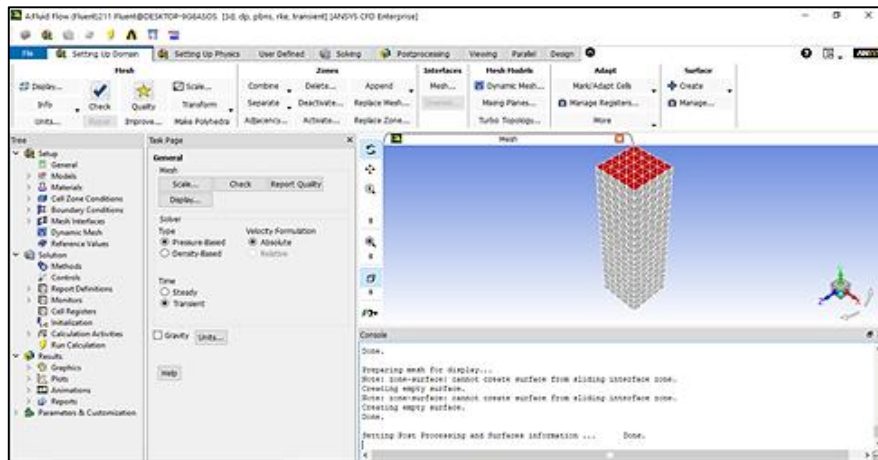


**Figura 4.9** Mallado ANSYS

**Fuente:** Los autores

- c) **Setup:** En la figura 4.10 se muestra como se colocaron todas las condiciones que van a tener las simulaciones tales como movimiento, material, tipo de cálculo, presión, velocidad,

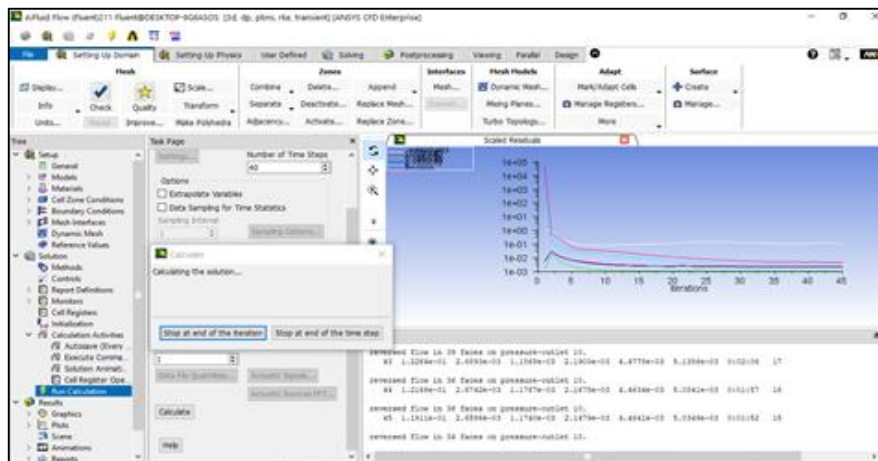
turbulencia para realizar estos cambios se utiliza el programa Fluent Lancher para poder generar todos los cálculos.



**Figura 4.10** Configuración de condiciones

**Fuente:** Los autores

- d) **Solution:** En esta sección se realiza todos los cálculos en la computadora según todas las condiciones establecidas previamente dependiendo de estas los cálculos serán más o menos prolongados en la computadora.

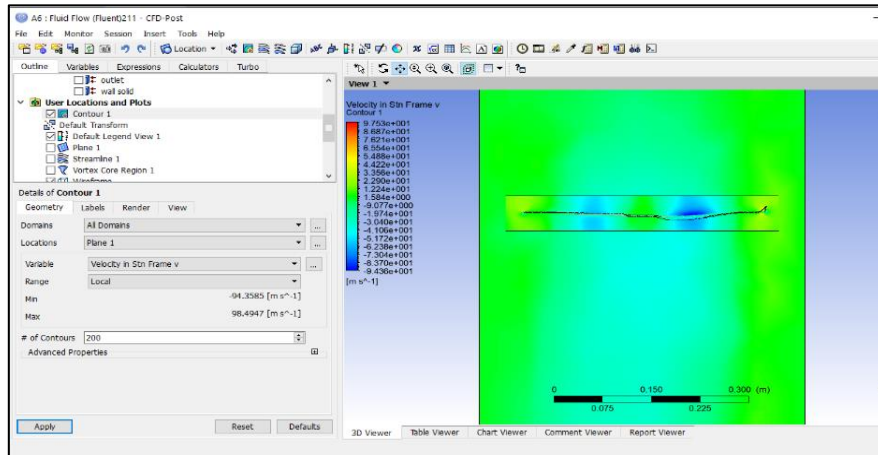


**Figura 4.11** Cálculos en ANSYS

**Fuente:** Los autores

- e) **Results:** Es la parte final del análisis donde se visualiza el comportamiento del fluido en las variables que se escogió anteriormente en el casillero Setup tal como presión, turbulencia, velocidad como se muestra en la figura 4.13, se puede visualizar de diferentes

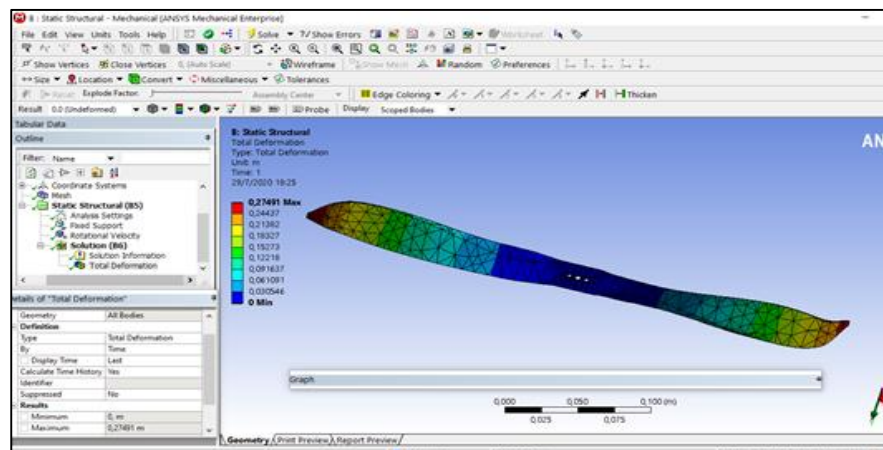
formas los resultados como son en forma de vectores, en contorno, líneas. Cada uno de los pasos para realizar en esta simulación se pueden observar en el **Anexo II**.



**Figura 4.12** Resultados en ANSYS

**Fuente:** Los autores

**Paso 3:** El análisis estructural es un proceso similar al anterior se carga la geometría se da condiciones de simulación como velocidad del viento y material, se define las formas para el movimiento del fluido y posteriormente se muestra los resultados como en la Figura 4.13.



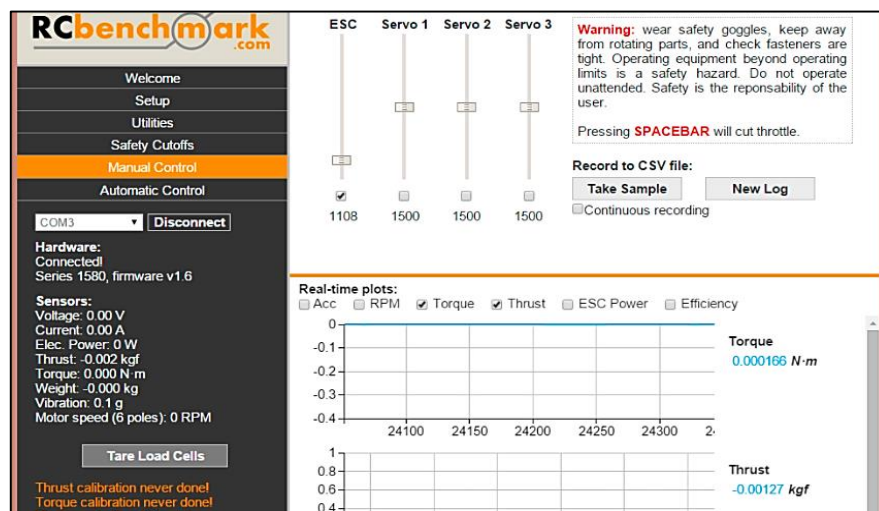
**Figura 4.13** Análisis estructural hélice

**Fuente:** Los autores

#### 4.5. Prueba de las hélices

Se procede armar el banco de prueba como se muestra en el manual realizando todas las conexiones tanto a la placa como al ESC conectado de manera sistemática y siguiendo un orden lógico como se muestra en el diagrama del manual, luego se realiza la instalación del motor, las

hélices y por último la batería, asegurándose que esté correctamente armados, luego se conectó el banco de pruebas a la computadora que tiene el software de análisis RCbenchmark ya instalado para ayudar a controlar y visualizar las variaciones al ESC para el aumento o reducción de las RPM, el voltaje y corriente mostrando gráficos en tiempo real de empuje, eficiencia y revoluciones. El proceso de prueba de las hélices se pueden observar en el video del **Anexo II**.



**Figura 4.14** Plataforma Rcbenchmark

**Fuente:** Los autores

## 5. ANÁLISIS Y DISCUSIÓN DE RESULTADOS

### 5.1. Análisis de generación de hélices

Se presentan los resultados obtenidos a través del diseño, simulaciones y prueba de las hélices, en el cual se aprecia los resultados obtenidos en procesos como turbulencias presión y velocidad que pasan en la hélice en función de cada geometría que fue variada.

- **Generación del perfil**

Para realizar los cálculos de forma rápida se ocupó Excel, es un programa informático desarrollado y distribuido por Microsoft Corp., y se ha realizado los siguientes pasos:

Colocar los datos en los recuadro de color azul, referente al perfil NACA de cuatro dígitos.

**Tabla 5.1** Tabla de datos de perfil NACA 6609

<b>NACA</b>	<b>6</b>	<b>6</b>	<b>0</b>	<b>9</b>
EXTRAER DATOS				
<b>CUERDA</b>	1	longitud de la cuerda		
<b>t</b>	0,09	espesor		
<b>XCAMBER</b>	0,6	localización max camber		
<b>C</b>	0,06	max camber		
<b>PC</b>	0,6	localización de max camber, normalizado		

**Fuente:** Los autores

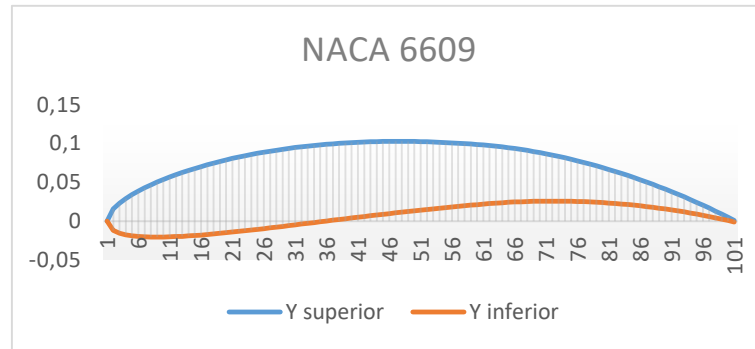
Las formulas ingresadas en EXCEL corresponden a las enunciadas en los pasos 1-8 de la sección 4.2.2, los resultados de cada intervalo de entre 100, se puede consultar en el **Anexo III**.

**Tabla 5.2** Tabla Excel de perfil

VARIABLE	FORMULA
X	Ingresado el intervalo deseado N=100
Y	= $\$K\$10/0,2*\$K\$9*(0,2969*RAIZ(A9/\$K\$9)-0,126*(A9/\$K\$9)-0,3516*(A9/\$K\$9)^2+0,2843*(A9/\$K\$9)^3-0,1015*(A9/\$K\$9)^4)$
$y_c$	=SI((A9>= $\$K\$13$ );( $\$K\$12*(\$K\$9-A9)/((1-\$K\$11)^2)*(1+A9/\$K\$9-2*\$K\$11)$ );( $\$K\$12*A9/(\$K\$11^2)*(2*\$K\$11-A9/\$K\$9)$ ))
$\theta$	=ATAN((C10-C9)/(A10-A9))
$y_U$	=C9+B9*COS(D9)
$y_L$	=C9-B9*COS(D9)
$x_U$	=A9-B9*SENO(D9)
$x_L$	=A9+B9*SENO(D9)

**Fuente:** Los autores

El resultado se puede evidenciar en el siguiente gráfico:



**Figura 5.1** Perfil 6609

**Fuente:** Los autores

## 5.2. Resultados de simulación

En las pruebas realizadas en la simulación de las hélices se obtuvo los resultados esperados, es decir la capacidad de la hélice para la cual fue diseñada mejora, las variables con mayor cambio fueron, presión y velocidad del aire, mientras otros como las turbulencias variaron en menor magnitud, de esta manera se pudo mejorar la eficiencia de la hélice.

Los resultados obtenidos se pueden observar en la tabla 5.3, todas las simulaciones se realizaron a 14,7 PSI de presión atmosférica y 22°C. Debido al tipo de cálculo por el método Swiling Strength realizado por el software el tamaño del vórtice generado estos aumenta inversamente al umbral utilizada para hacer crecer la región del vórtice a partir de la turbulencia de fondo, por lo tanto entre más se acerque el valor a cero mayor sea el número de turbulencias existentes.

**Tabla 5.3** Datos de simulaciones


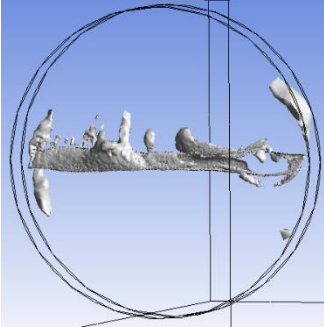
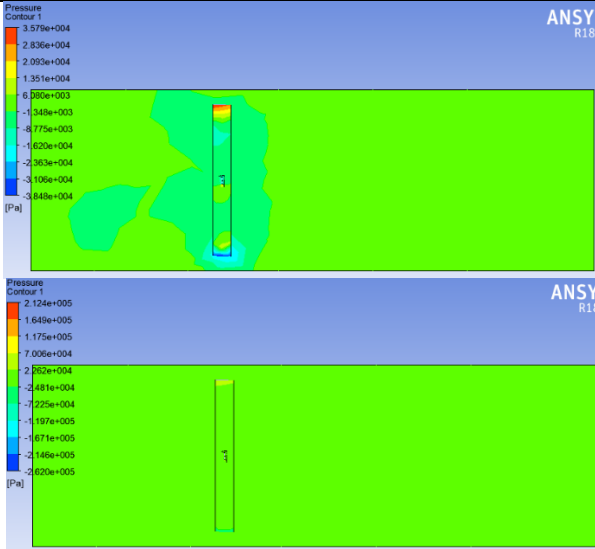
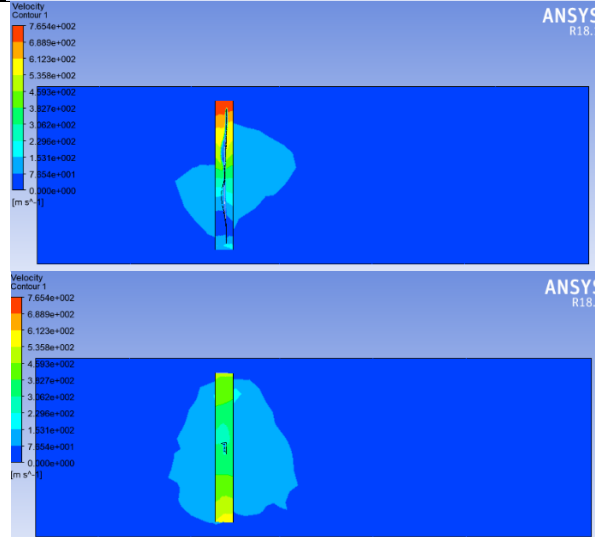
Hélice	Presión (Pa)	Velocidad (m/s)	Turbulencia /s	n(rev/min)
Original	Min -261989 Max 212360	Min. 0 Max. 765,422	2914,54	20000
30°	Min -293784 Max 180542	Min. 0 Max. 766,099	2351,27	20000
45°	Min -297785 Max 196451	Min. 0 Max. 771,73	2653,83	20000
60°	Min -326362 Max 191096	Min. 0 Max. 791,599	2739,37	20000
90°	Min -275161 Max 186168	Min. 0 Max. 771,504	2436,52	20000

30° inversa	Min -17027 Max 27080	Min. 0 Max. 369,059	89,3171	20000
30° prolongada	Min -142684 Max 36714	Min. 0 Max. 518,141	2220,9	20000
45° prolongada	Min -76490,4 Max 35751	Min. 0 Max. 451.638	1912,449	20000
60° prolongada	Min -103808 Max 35819,1	Min. 0 Max. 478.614	1532,31	20000

**Fuente:** Los autores

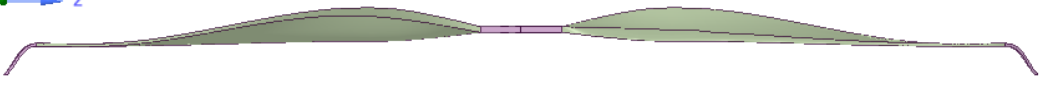
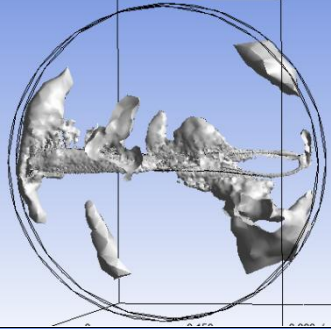
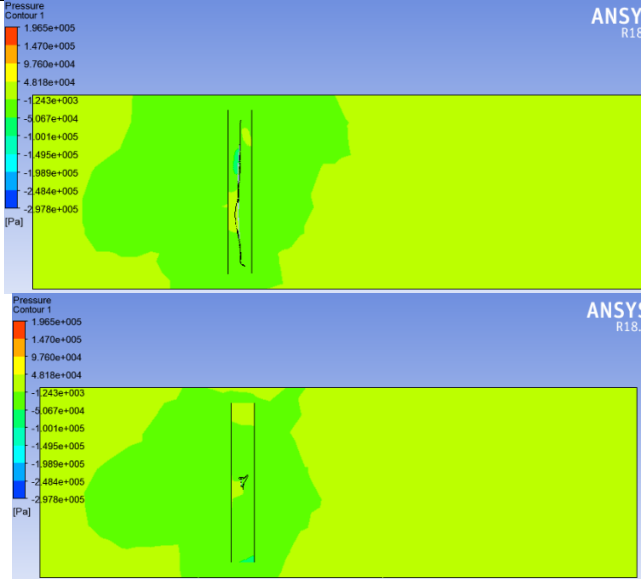
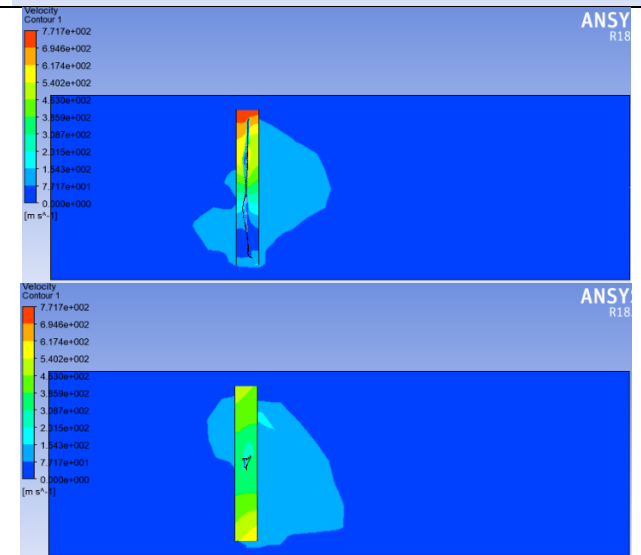
En la Tabla 5.4 se puede ver las simulaciones de fluidos de la hélice original, esto servirá como punto de partida para entender el comportamiento de las variables bajo los parámetros de simulación ya establecidos mostrando una presión con un valor Mínimo de -261989 Pa y Máximo 212360 Pa, una velocidad del aire de 0 hasta 765.422 m/s y turbulencias de 2915,54/s, tomado estos datos como referencia se puede comprar y verificar que las hélices que han mejorado significativamente son las de 45° y 60° en el ángulo de punta alar, las cuales presentan mejores datos en velocidades y presiones manteniendo las turbulencias con una variación mínima estos datos pueden ser verificados en las simulaciones de las Tablas 5.5 y 5.6. Las demás simulaciones correspondientes a las otras hélices modificadas se encuentran en el **Anexo IV**.

**Tabla 5.4** Simulación hélice original

<b>Hélice original</b>		
		
Variable	Simulación	Valores
Turbulencias		2914,54/s
Presión		Min -261989 Pa Max 212360 Pa
Velocidad		Min 0 m/s Max 765.422 m/s

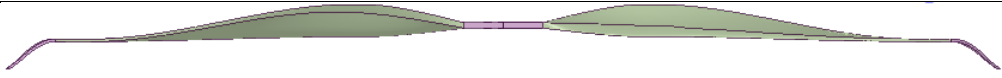
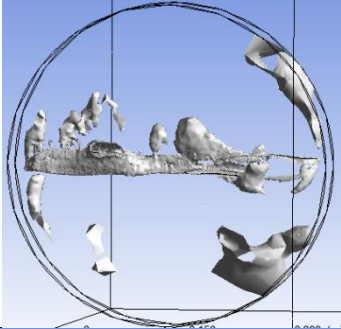
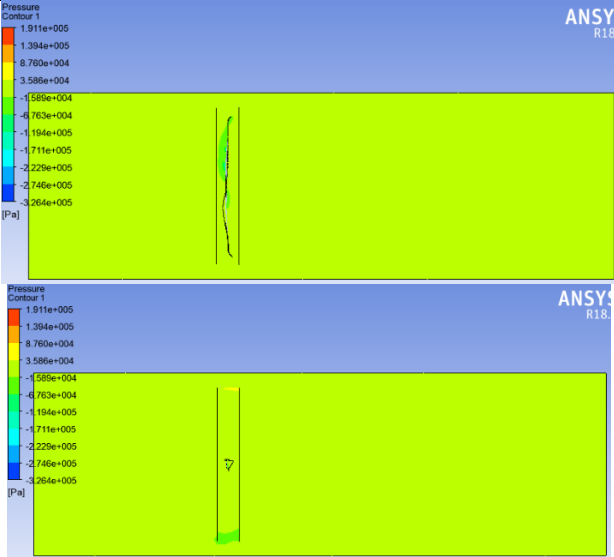
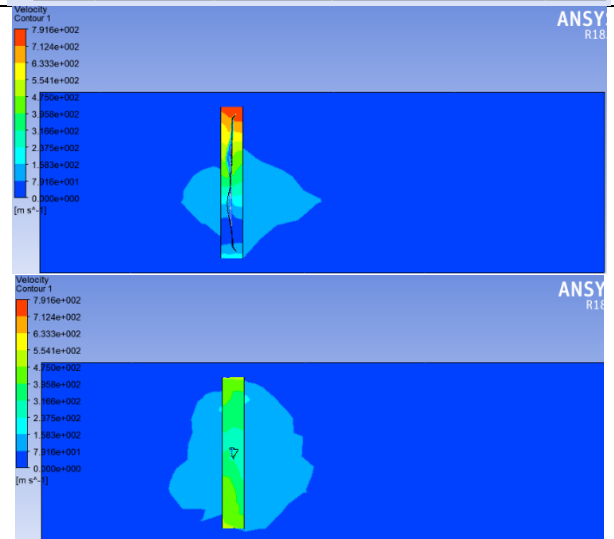
**Fuente:** Los autores

**Tabla 5.5 Simulación hélice a 45°**

<b>Hélice a 45°</b>		
		
Variable	Simulación	Valores
Turbulencias		2653,83/s
Presión		Min -297785 Pa Max 196451 Pa
Velocidad		Min 0 m/s Max 771.73 m/s

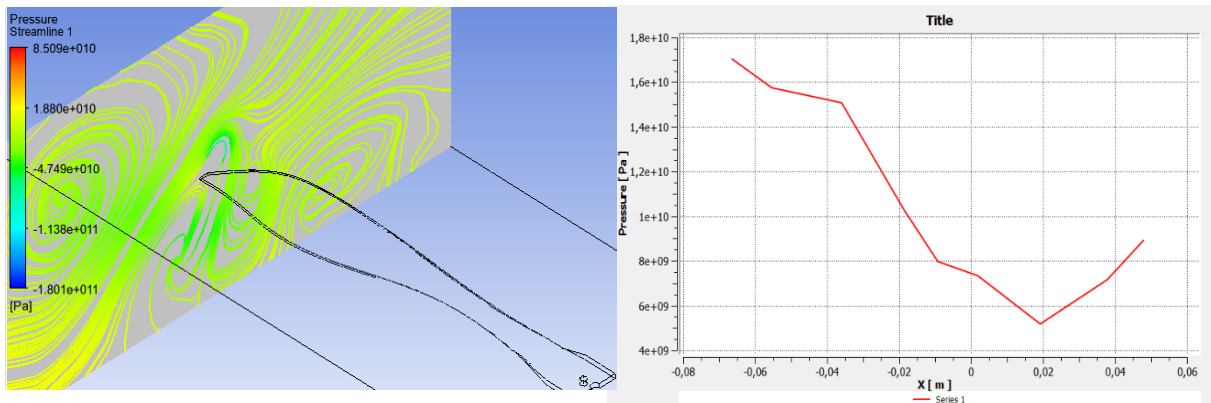
Fuente: Los autores

**Tabla 5.6** Simulación hélice a 60°

<b>Hélice a 60°</b>		
		
<b>Variable</b>	<b>Simulación</b>	<b>Valores</b>
Turbulencias		2739,37/s
Presión		Min -326362 Pa Max 191096 Pa
Velocidad		Min 0 m/s Max 791.599 m/s

**Fuente:** Los autores

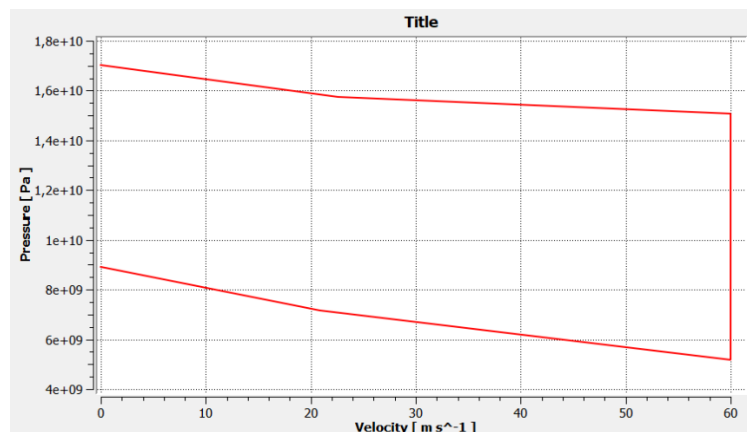
En la Figura 5.2 se puede ver la relación existente entre presión y distancia en la hélice original este grafico se le denomina coeficiente de presión ( $C_p$ ) y es un indicativo de la capacidad de sustentación en los perfiles aerodinámicos por lo que se realizara un análisis de los diferentes casos de las hélices.



**Figura 5.2** Coeficiente de presión hélice original

**Fuente:** Los autores

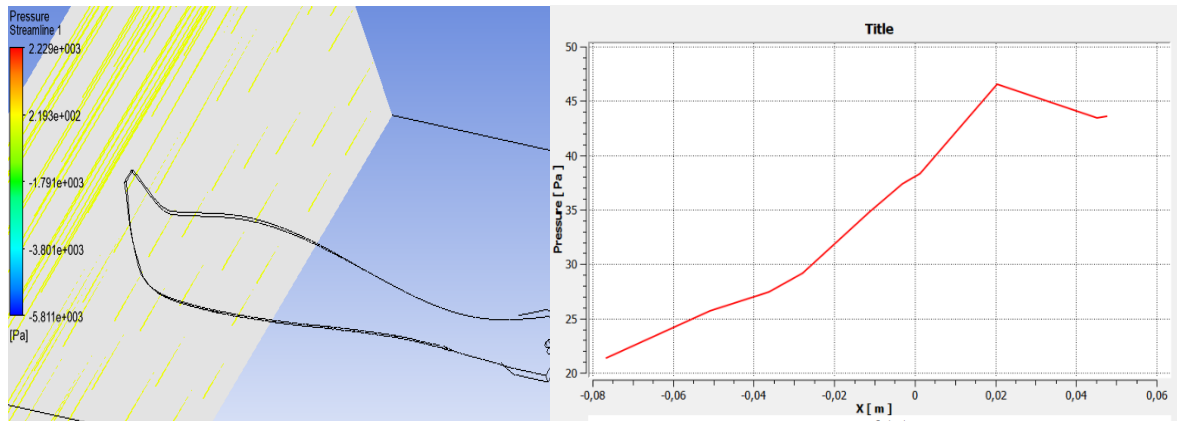
La Figura 5.2 se pudo entender el comportamiento del perfil aerodinámico de la hélice original, el comportamiento que presenta el fluido se muestra que hay una reducción en la presión hasta que llega al área de la hélice donde comienza a estabilizar sus valores a medida que recorre el perfil de la hélice.



**Figura 5.3** Presión vs velocidad hélice original

**Fuente:** Los autores

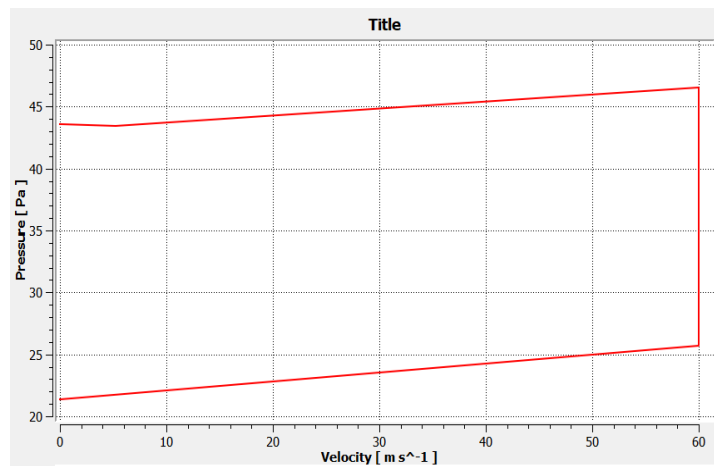
La Figura 5.3 muestra la relación de presión vs velocidad de la hélice original donde se muestra como varia la presión según la velocidad del aire en la superficie aerodinámica de la hélice.



**Figura 5.4** Cp hélices a 45°

**Fuente:** Los autores

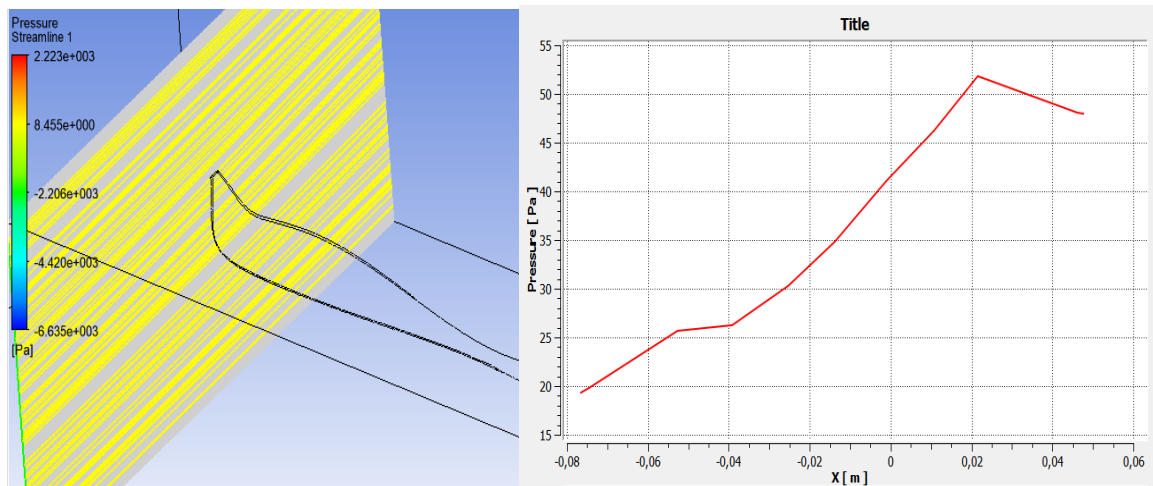
En el Cp de la hélice de 45° que se muestra en la Figura 5.4 se puede observar un comportamiento diferente al de la hélice original debido a la variación de la geometría de la misma, en este hélice la presión aumenta a medida que el aire recorre el perfil aerodinámico de la hélice asta comenzar a estabilizarse después de pasar el perfil aerodinámico al contrario de lo mostrado en la Figura 5.2 que representa en Cp de la hélice original.



**Figura 5.5** Presión vs velocidad hélice a 45°

**Fuente:** Los autores

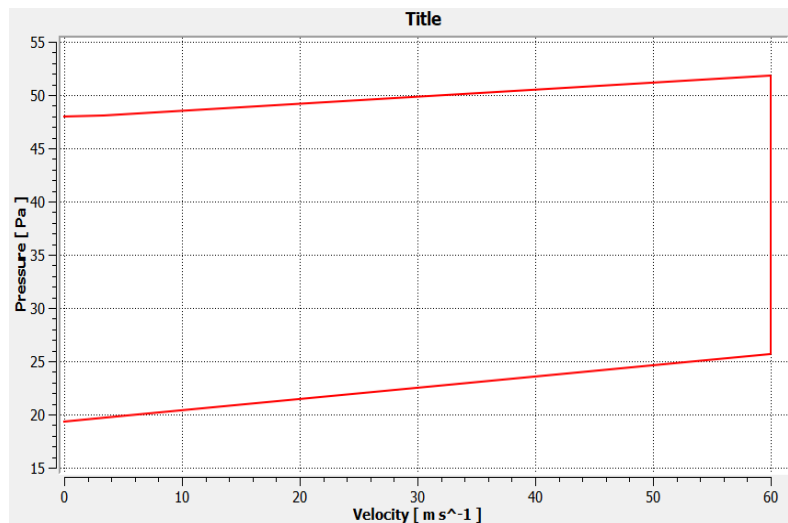
La en la Figura 5.5 se puede observar un gráfico similar al de la hélice original pero este tiene un comportamiento contrario el cual aumenta los valores de presión antes de estabilizarse acorde con la velocidad.



**Figura 5.6** Cp hélices a 60°

**Fuente:** Los autores

La Figura 5.6 muestra un comportamiento similar a la hélice modificada 45° lo que permite ver que no existe un gran cambio en cuanto a la geometría y el movimiento de aire al pasar por el perfil aerodinámico de la hélice.

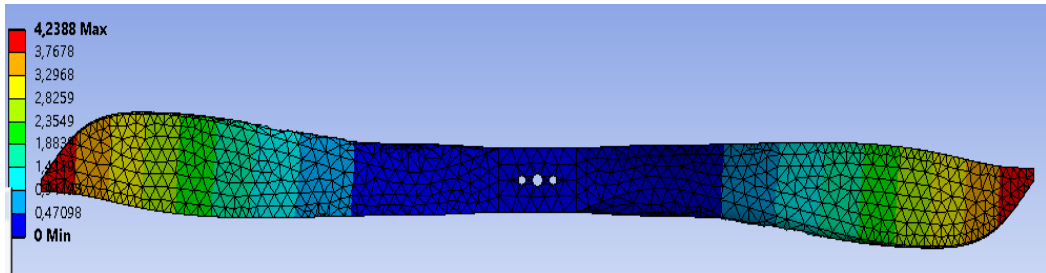


**Figura 5.7** Presión vs velocidad hélices a 60°

**Fuente:** Los autores

En la hélice variada a 60° se observa un aumento paulatino de la presión mientras aumenta la velocidad en el perfil aerodinámico de la hélice muy similar al visto en la hélice a 45° esto confirma que estas dos hélices tienen comportamiento muy similares y esto ayudara a mantener un buen equilibrio y buenos valores en las variables que se están estudiando.

### 5.2.1. Análisis de deformaciones y cargas



**Figura 5.8** Simulación estructural hélice original

**Fuente:** Los autores

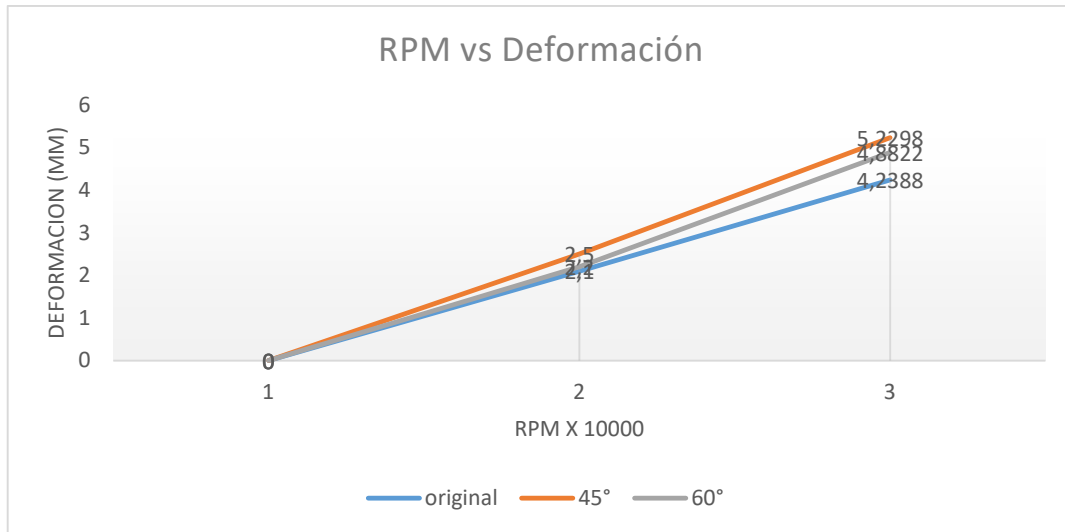
Si bien la simulación estructural de la hélice no es en lo que está centrado este trabajo siempre es un proceso necesario para cualquier tipo de estudio y en la Figura 5.8 se puede observar los valores de la deformación máxima y mínima que se muestran en la hélice con geometría original, los datos obtenidos en las simulaciones estructurales se encuentran en la Tabla 5.7.

**Tabla 5.7** Datos análisis estructural

HÉLICE	DEFORMACIÓN TOTAL (mm)	CARGAS (Pa)	MÓDULO DE YOUNG(Pa)	n(rev/min)
ORIGINAL	4,2388	Min: -1,5618e+008 Max: 8,4257e+008	1,1e+009	20000
45°	5,2298	Min: -1,337e+008 Max: 8,9293e+008	1,1e+009	20000
60°	4,8822	Min: -1,864e+008 Max: 8,7504e+008	1,1e+009	20000

**Fuente:** Los autores

En la figura 5.9 se puede observar el aumento en la deformación de la hélices en las simulaciones según las revoluciones estas graficas muestran un aumento en la deformación de la hélices modificadas de hasta 10,4% en la hélice de 45° y un aumento del 5,34% en la hélice variada a 60° esto con referencia a los datos de la hélice original. En los datos de cargas se visualiza que los valores se mantienen casi constantes en las diferentes hélices mostrando una variación aproximada de -5,3% y 3,8% con respecto a la hélice original.



**Figura 5.9** Deformación en función de números de revoluciones

**Fuente:** Los autores

### 5.3. Resultados experimentales

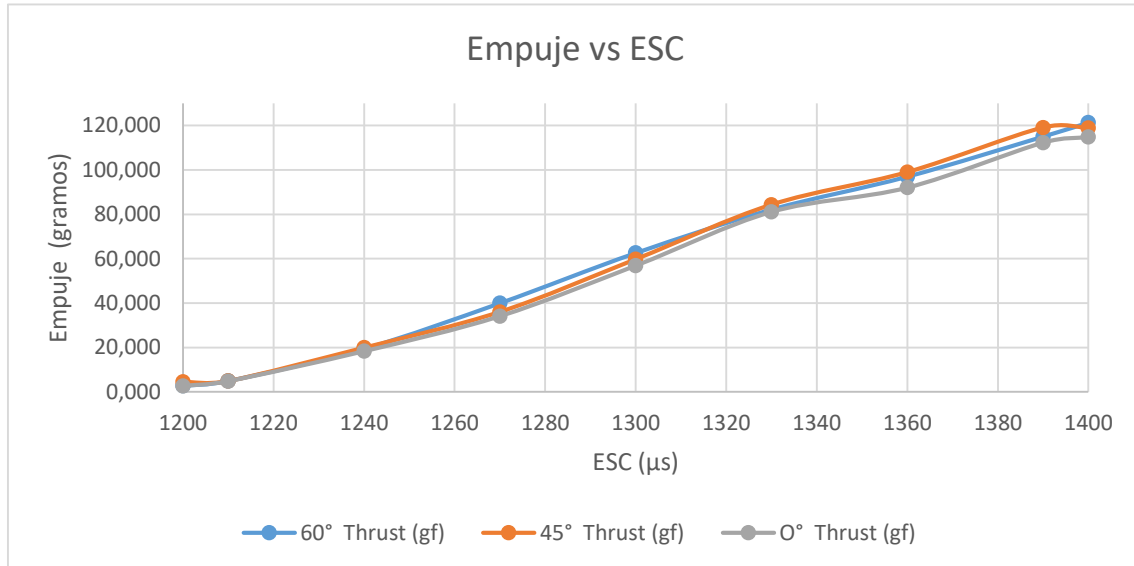
En el presente apartado se presentan los resultados entregados por el banco de pruebas RCBenchmark 1520 con software versión GUI 1.1.8., las hélices fueron sometidas a ajustes de velocidad controlada por medio de ESC desde 1200 a 1400  $\mu$ s, en 9 intervalos para cada hélice. A la hélice original se la denomina “0°”, la hélice modificada con un ángulo de flexión de punta alar de 60 grados con respecto al plano horizontal se la ha denominado “60°” y la hélice modificada a 45 grados como “45°”. Las hélices experimentales tanto originales como modificadas están impresas en material PLA, mediante impresora 3D, las imágenes se pueden apreciar en el **Anexo V**.

**Tabla 5.8** Datos de banco de prueba empuje

Señal ESC ( $\mu$ s)	0° Empuje (gf)	60° Empuje (gf)	45° Empuje (gf)
1200	2,698	2,781	4,538
1210	4,824	4,946	4,893
1240	18,300	19,446	19,907
1270	34,079	39,981	36,019
1300	56,860	62,577	59,739
1330	81,080	82,195	84,299
1360	92,004	96,993	98,958
1390	112,300	115,045	119,057
1400	114,794	121,320	118,822

**Fuente:** Los autores

La Tabla 5.8 muestra los datos obtenidos en el banco de prueba para el empuje dado gramos que genera cada hélice, de acuerdo a la velocidad otorgada por el ESC en pulsos.



**Figura 5.10** Empuje vs ESC

**Fuente:** Los autores

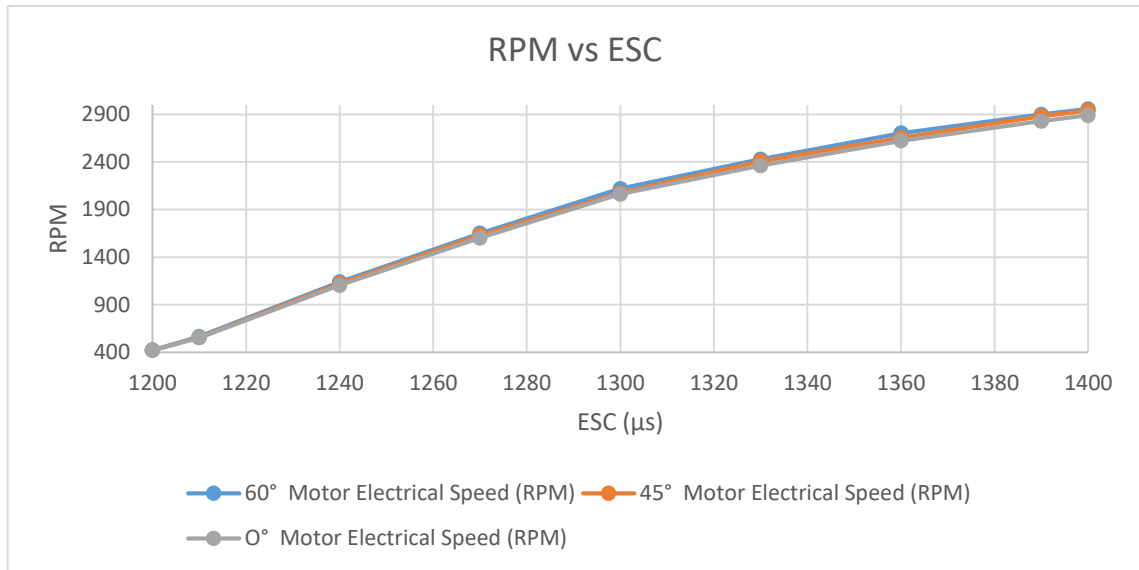
En la figura 5.10 se puede observar el comportamiento de empuje, con respecto a la hélice de 0°, existe una mejora promedio de 6,02% para la hélice modificada de 60° y un promedio de 12,24% para la hélice modificada de 45°.

**Tabla 5.9** Datos de banco de prueba velocidad

Señal ESC (μs)	60° Velocidad eléctrica del motor (RPM)	45° Velocidad eléctrica del motor (RPM)	0° Velocidad eléctrica del motor (RPM)
1200	423	424	421
1210	566	557	554
1240	1140	1123	1105
1270	1651	1631	1602
1300	2119	2076	2063
1330	2429	2407	2361
1360	2702	2654	2622
1390	2900	2881	2829
1400	2957	2942	2889

**Fuente:** Los autores

La tabla 5.9 muestra los datos obtenidos en el RCBenchmark de RPM para cada hélice, de acuerdo a la velocidad electrónica controlada por el ESC en pulsos.



**Figura 5.11** RPM vs ESC

**Fuente:** Los autores

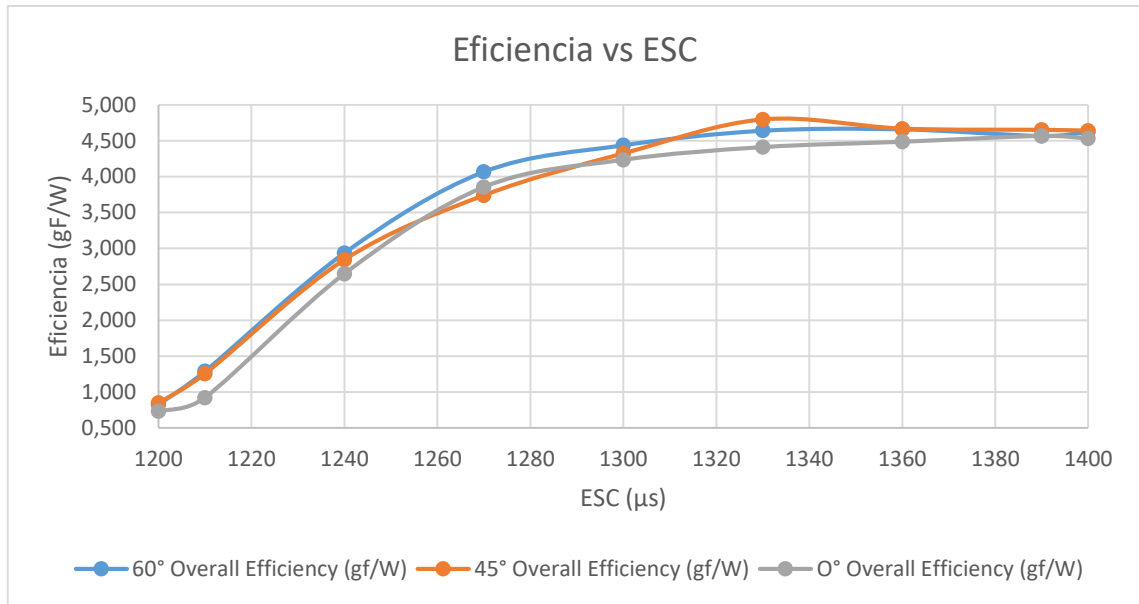
En la Figura 5.11 se puede observar la velocidad rotacional desarrollada, con respecto a la hélice de 0° existe una mejora promedio de 2,49% para la hélice modificada de 60° y un promedio de 1,35% para la hélice modificada de 45°.

**Tabla 5.10** Datos de banco de prueba eficiencia

Señal ESC (μs)	60° Eficiencia general(gf/W)	45° Eficiencia general(gf/W)	0° Eficiencia general(gf/W)
1200	0,826	0,848	0,731
1210	1,289	1,256	0,921
1240	2,937	2,842	2,646
1270	4,068	3,739	3,854
1300	4,438	4,321	4,233
1330	4,641	4,795	4,410
1360	4,660	4,667	4,485
1390	4,567	4,650	4,567
1400	4,623	4,639	4,531

**Fuente:** Los autores

La Tabla 5.10 muestra los datos obtenidos mediante el banco de prueba, relacionados a la eficiencia para cada hélice dado en gramos de fuerza por cada watt, de acuerdo a la velocidad electrónica controlada el ESC en pulsos.



**Figura 5.12** Eficiencia vs ESC

**Fuente:** Los autores

En la figura obtenida se puede observar la eficiencia alcanzada, con respecto a la hélice de 0°, existe una mejora promedio de 9,49% para la hélice modificada de 60° y un promedio de 8,42% para la hélice modificada de 45°.

## 6. PRESUPUESTO Y ANÁLISIS DE IMPACTOS

### 6.1. Presupuesto para el desarrollo del proyecto

Para el presente proyecto se han empleados los materiales y herramientas descritos a continuación en las siguientes tablas en las cuales consta la cantidad y el costo de cada uno de ellas así como el costo de producción

**Tabla 6.1** Costos primarios

N°	DESCRIPCION	CANTIDAD	V. UNITARIO	V TOTAL
1	Motor Brushless Gantt ML4112 400 kV	1	120	120
2	Impresión de hélices	3	20	60
3	ESC's Arris 30A	1	30	30
5	Cables y conectores	5	10	50
6	Batería Grafeno	1	100	100
7	Banco de prueba RCBenchmark de la serie 1520	1	300	300
8	Costo de diseño y desarrollo	-----	1000	1000
<b>TOTAL</b>				<b>1660</b>

**Fuente:** Los autores

**Tabla 6.2** Costos secundarios

N°	DESCRIPCION	CANTIDAD	V. UNITARIO	VALOR TOTAL
1	Transporte	-	-	50.0
2	Alimentación	-	-	50.0
3	Anillado	4	6.0	24.0
4	Empastado	2	15.0	35.0
<b>TOTAL</b>				<b>159.0</b>

**Fuente:** Los autores

**Tabla 6.3** Costos totales

N°	DESCRIPCIÓN	Valor/USD
1	Costos Primarios	1660.0
2	Costos Secundarios	159.0
<b>TOTAL</b>		<b>1849.0</b>

**Fuente:** Los autores

Los costos mostrados en las tablas son valores iniciales del proyecto el cual puede variar si se desea comenzar una producción para su comercialización al cual se sumaran costo de mano de obra de diseño producción entre otros como se muestra en el **Anexo VI**.

## **6.2. Análisis de impacto**

### **6.2.1. Impacto práctico**

Las hélices al ser parte fundamental del sistema de empuje de los drones tienen un papel primordial, por esta razón los diseños propuestos en este proyecto pueden utilizarse para aumentar el tiempo de vuelo del dron ya que muestran una mejor eficiencia en hasta un 9,46% con respecto al diseño original. Lo que implica una gran ventaja con los diseños ya existentes en los diferentes mercados y aporta conocimientos significativos de un gran valor comercial por su buen desempeño.

### **6.2.2. Impacto tecnológico**

Para el diseño de las hélices se tomó en cuenta conceptos acerca de aerodinámica y de perfiles NACA para poder cambiar y mejorar el diseño de una hélice de manera satisfactoria, mostrando un mejor desempeño aumentando las revoluciones en 2,46% y el empuje hasta en 12,24% dependiendo del modelo de hélice que se utilice como se demostró en este proyecto y de esta manera ayudar al desarrollo del campo aeronáutico.

### **6.2.3. Impacto Ambiental**

Los drones al ser tecnologías relativamente nuevas están reemplazando a otras como son los helicópteros u otros tipos de aeronaves ya que su consumo energético es mucho menor y mucho más barato. Además el ruido producido por las hélices en este diseño se encuentra en una media de 83 decibeles como se puede ver en el **Anexo VII** que es un valor aceptable para estos tipos de aeronaves y está por debajo de los 85 db recomendados por la ANLs (Acceptable Noise Levels). Al variar el diseño de una hélice se logra mejorar el sistema de propulsión de un dron lo que implica una mejor eficiencia eléctrica (9,42%) reduciendo el consumo de energía de la misma, de esta manera se puede alargar la vida útil de los componentes y reduciendo la producción de desechos que dañan al medio ambiente.

### **6.2.4. Impacto de conocimiento**

Giraldo K. menciona que el conocimiento, es el valor de descubrir cosas nuevas, de aprender lo que necesitas saber, por este motivo los procesos realizados en este proyecto ayudan a un mejor entendimiento de los conceptos utilizados en el diseño de superficies aerodinámicas mostrando que se puede realizar avances importantes en diferentes ámbitos con un costo

relativamente reducido alrededor de 1000 dólares por conceptos de diseño y mano de obra como se muestra en el presupuesto.

#### **6.2.5. Impacto Económico**

El impacto económico de este proyecto muestra la inversión y el valor de cada uno de impactos que esto tendrá como se muestra en el análisis de gastos, aunque para la producción de estos dispositivos se debe tomar cuenta que otros conceptos como los que se ha utilizado en las tablas del **Anexo VI**, para de este modo poder mostrar un impacto económico más realista.

El costo unitario de cada hélice modificada tiene un valor aproximado 35 dólares como se muestra en el **Anexo VI** debido a los gastos de producción, diseño mano de obra y el uso de los equipos, pero es mucho menor en comparación con al valor de las hélices que existe en el mercado que tienen un costo de hasta 103 dólares debido a los aranceles de importación transporte e impuestos como se muestra en el **Anexo VIII**.

## 7. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

### 7.1. CONCLUSIONES

Desde la perspectiva aerodinámica, los “winglets” reducirían la resistencia inducida a pesar de aumentar la resistencia parásita. Optimizando el tamaño de los “winglets” se evitó el aumento drástico de la resistencia por fricción, reduciendo así la resistencia de la hélice en un porcentaje considerable.

El empuje de las hélices modificadas, han sido medidas en gramos fuerza (gF) mediante el banco de prueba RCbenchmark 1520; con respecto a la hélice de 0°, presentan una mejora promedio de 6,02% para la hélice con ángulo de punta alar de 60° y un promedio de 12,24% para la hélice con ángulo de punta alar de 45°.

La velocidad de las hélices modificadas, han sido medidas en revoluciones por minuto (RPM) empleando el banco de prueba RCbenchmark 1520; con respecto a la hélice de 0°, presentan una mejora promedio de 2,49% para la hélice con ángulo de punta alar de 60° y un promedio de 1,35% para la hélice con ángulo de punta alar de 45°.

La eficiencia alcanzada por las hélices modificadas, han sido medidas en gramos fuerza por cada watt consumido (gF/w), mediante el banco de prueba RCbenchmark 1520; con respecto a la hélice de 0°, presentan una mejora promedio de 9,49% para la hélice modificada de 60° y un promedio de 8,42% para la hélice modificada de 45°.

Se observa que el "winglet" ha extendido el área de alta presión en la superficie superior de la pala de la hélice y el área de baja presión en la superficie inferior. Por lo tanto, se obtiene a 2600 metros sobre el nivel del mar un empuje mayor de 121,32 gF para la hélice modificada en 60 grados el ángulo de punta alar, mismos que en simulación se observa un flujo de vórtice más intenso debajo de la pala de la hélice en comparación con la pala original sin aleta.

## **7.2. RECOMENDACIONES**

Se recomienda realizar un estudio más profundo y exhaustivo con otro tipo de equipo como un túnel de viento que dará datos del comportamiento del flujo de aire en zonas cercanas a la raíz de la pala con el fin de comprobar de manera definitiva la mejora en el diseño de las hélices probadas.

Se recomienda previo al inicio de cualquier proyecto ver la factibilidad de la idea mediante la lectura de textos científicos y publicaciones de diferentes fuentes para consolidar un mejor resultado. Como paso final de cualquier proyecto de investigación se realiza una validación de resultados mediante un experimento por esta razón es recomendable utilizar otros materiales y condiciones para diferentes pruebas de los equipos.

El material PLA a altas revoluciones genera una curva en la base del motor, por ende se recomienda emplear fibra de carbono o material de fabricación para hélices profesionales al momento de ejecutar los vuelos reales aplicados a diversas funciones y evitar posibles pérdidas eléctricas tempranamente.

## 8. BIBLIOGRAFÍA

- [1] «Los problemas sin resolver de los drones de Amazon», *Libertad Digital*, dic. 11, 2013. <https://www.libertaddigital.com/ciencia-tecnologia/tecnologia/2013-12-11/los-problemas-sin-resolver-de-los-drones-de-amazon-1276506218/> (accedido ago. 01, 2020).
- [2] «Tipos de drones - Drones de primeros auxilios». <https://sites.google.com/site/fgtce04integridadpersonal10/home/los-drones/tipos-de-drones> (accedido ago. 01, 2020).
- [3] «DRONES: tecnología de alto vuelo», *World Energy Trade*. <https://www.worldenergytrade.com/articulos-tecnicos/logistica-at/drones-tecnologia-de-alto-vuelo> (accedido ago. 01, 2020).
- [4] D. Paúl, O. Javier, R. Andres, y Á. Eduardo, «Diseño, construcción de la estructura mecánica y pruebas de vuelo de un hexacóptero de monitoreo para aplicaciones militares», vol. 39, n.º 1, p. 11, 2017.
- [5] «12.-RDAC-Parte-101.pdf». .
- [6] «👉Mi dron no se eleva, preguntas frecuentes ✓- midronepro.com». <https://www.midronepro.com/mi-dron-no-se-eleva-preguntas-frecuentes/> (accedido ago. 01, 2020).
- [7] «ESTUDIO SOBRE VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS.pdf». .
- [8] C. G. Ferro, S. Brischetto, R. Torre, y P. Maggiore, «Characterization of ABS specimens produced via the 3D printing technology for drone structural components», *Curved Layer. Struct.*, vol. 3, n.º 1, jul. 2016, doi: 10.1515/cls-2016-0014.
- [9] B.-S. Jun, Y.-S. Kook, J.-S. Park, y C.-Y. Won, «A Development of Electronic Speed Control (ESC) for PMSMs Driving used in Drone», en *2018 IEEE International Power Electronics and Application Conference and Exposition (PEAC)*, nov. 2018, pp. 1-4, doi: 10.1109/PEAC.2018.8590355.
- [10] V. O. DAVID, G.-C. B. ANTONIO JOSE, V. M. RAQUEL, B. S. SERGIO, H. C. ANÍBAL, y R. C. DAVID, *Piloto de dron (RPAS)*. Ediciones Paraninfo, S.A., 2005.
- [11] «Hélices IV: Tipos y eficiencia», *Hélices IV*. <https://greatbustardsflight.blogspot.com/2016/08/helices-iv-tipos-y-ficiencia.html> (accedido ago. 01, 2020).
- [12] «HELICE PASO INVERTIDO 9 X 6 L», *Hobbyonline*. <https://www.hobbyonline.es/755-helice-paso-invertido-9-x-6-l.html> (accedido ago. 01, 2020).
- [13] «Figura 8-14.-Hélice de avión de paso variable.» <http://navyaviation.tpub.com/14008/Figure-8-14-Variable-Pitch-Aircraft-Propeller-212.html> (accedido ago. 01, 2020).
- [14] F. Conforti, *PILOTO PRIVADO DE AVIÓN: Colección How Does it Work?* Biblioteca Aeronáutica, 2017.
- [15] «Instructivo para el Uso del Taller de helices», n.º 16, p. 11.
- [16] R. dice, «La hélice aérea cap-9 – ASOC. PASIÓN POR VOLAR». <http://www.pasionporvolar.com/la-helice-aerea-cap-9/> (accedido ago. 01, 2020).
- [17] «Definiciones de geometría». <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/geom.html> (accedido ago. 01, 2020).
- [18] «NACA REPORT 460.pdf». .
- [19] «En un perfil NACA 2415, ¿qué significan 0.02 camber, 0.04 chord y 0.15 espesor? - Quora». <https://www.quora.com/In-a-NACA-2415-airfoil-what-do-0-02-camber-0-04-chord-and-0-15-thickness-mean> (accedido ago. 02, 2020).
- [20] S. Gudmundsson, *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*, First edition. Oxford ; Waltham, MA: Butterworth-Heinemann, 2014.
- [21] «Integración de procesos multitarea para la producción de álabes», *Interempresas*. <https://www.interempresas.net/MetalMecanica/Articulos/112442-Integracion-de-procesos-multitarea-para-la-produccion-de-alabes.html> (accedido ago. 02, 2020).
- [22] «airplane-aerodynamics-and-performance-1997-j-roskam-c-e-lan.pdf». .

- [23] S. Rajendran, «Design of Parametric Winglets and Wing tip devices – A Conceptual Design Approach», *Linkop. Stud. Sci. Technol.*, p. 71.
- [24] T. Paiboolsirichit, «3D simulation of wing fitted with Vortex Generators», *undefined*, 2016. /paper/3D-simulation-of-wing-fitted-with-Vortex-Generators-Paiboolsirichit/177a8b5a4aecda95fdbb2402668a2412a7c1d091 (accedido ago. 02, 2020).
- [25] «aerodinamica de helicopteros.PDF». .
- [26] M. Daude, «Winglets for aircraft wing tips», US4457479A, jul. 03, 1984.
- [27] L. T. Nguyen, *Control-system Techniques for Improved Departure/spin Resistance for Fighter Aircraft*. SAE, 1980.
- [28] E. Yilmaz y J. Hu, «CFD Study of Quadcopter Aerodynamics at Static Thrust Conditions», p. 6.
- [29] M. Benedict, J. Winslow, Z. Hasnain, y I. Chopra, «Experimental Investigation of Micro Air Vehicle Scale Helicopter Rotor in Hover», *Int. J. Micro Air Veh.*, vol. 7, n.º 3, pp. 231-255, sep. 2015, doi: 10.1260/1756-8293.7.3.231.
- [30] «About Ansys». <https://www.ansys.com/about-ansys> (accedido ago. 02, 2020).
- [31] «Series 1520 - Small Drone Thrust Test», *RCbenchmark*. <https://www.rcbenchmark.com/pages/series-1520> (accedido ago. 02, 2020).
- [32] «2020 Creality CR-10 S5 Review: Hands On», *All3DP*, feb. 17, 2020. <https://all3dp.com/1/creality-cr-10-s5-review-3d-printer-specs/> (accedido ago. 02, 2020).
- [33] «naca-report-824 Summary of Airfoil Data.pdf». .
- [34] «naca-tn-460 Full Scale Tunnel Research on Tail Buffeting and Wing Fuselage Interference of a Low Wing Monoplane.pdf». .
- [35] «Decibel X - dBA Sonómetro», *App Store*. <https://apps.apple.com/es/app/decibel-x-dba-sonometro/id448155923> (accedido ago. 11, 2020).

# **ANEXOS**

## Series 1520 thrust stand datasheet

### Typical use

- Inrunner and outrunner brushless motor characterization (0-40A)
- Propeller characterization
- Servo testing and control
- Battery endurance testing



### Features list

- Direct measurements
  - Thrust
  - Voltage
  - Current
  - Rotations per minute
- Derived measurements
  - Overall efficiency (g/W)
- USB interface
- ESC manual control
- Three servo control ports
- Automatic control
- Powerful scripting
- Output data to CSV files
- Real-time sensor plots

### Technical specifications

**Table 1:** Design specifications of the RCbenchmark motor testing tool.

Specification	Min.	Max.	Tolerance	Unit
Thrust	-5	5	0.5%	kgf
Voltage	0	35	0.5%	V
Current	0	40	1%	A
Angular speed*	0	190k	-	eRPM

\*Electrical RPM, divide by the number of motor poles to obtain true mechanical RPM.

Sampling rate depends on your computer (up to ~50Hz) and is lower for the load cell (~8Hz)

### Software features list

- Real time graphs
- Manual motor control
- Manual servo control
- Calibration wizard
- Safety cutoffs based on any measured data
- CSV export
- Automated test
  - Ramps
  - Steps
  - Measure Kv
  - Measure the number of poles
  - And more...
- User scripts with documentation

**LINK DE SIMULACIÓN**

<https://drive.google.com/file/d/12FRN52CcBaN3AQ8Y-6tTcxs8Fi5bns0q/view?usp=sharing>

**LINK DE PRUEBA EN BANCO**

[https://drive.google.com/file/d/1CKmt7dewHrqzG3VQrw5BM7\\_5T95Au5W5/view](https://drive.google.com/file/d/1CKmt7dewHrqzG3VQrw5BM7_5T95Au5W5/view)

**UNIVERSIDAD TECNICA DE COTOPAXI**  
**FACULTAD DE CIENCIAS DE LA INGENIERIA Y APLICADAS**  
**INGENIERIA ELECTROMECHANICA**  
 CALCULO DE DATOS PERFIL NACA 4 DIGITOS

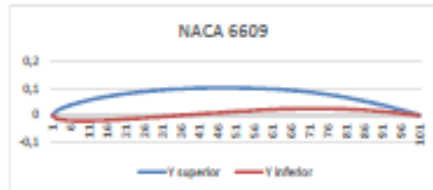
INCA 6 - JAGUACO C

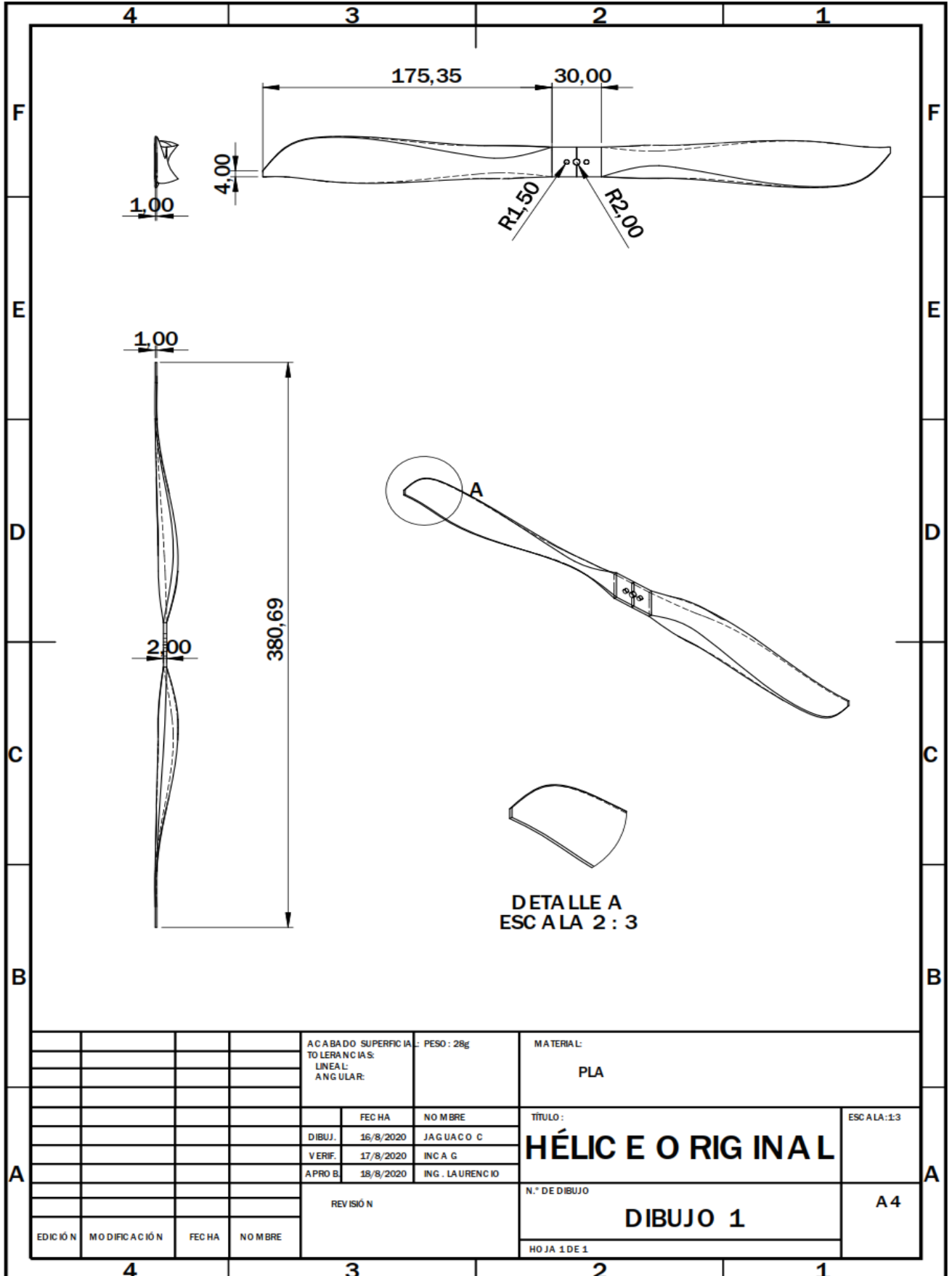
JULIO - 2020

x	y	y.c	B(theta)	y.upper	y.lower	x.upper	x.lower
0	0	0	0,19573248	0	0	0	0
0,01	0,014197562	0,001983	0,19258328	0,015908	-0,01195	0,007283	0,012717
0,02	0,019664809	0,003933	0,18937028	0,023247	-0,01538	0,016298	0,023702
0,03	0,023667871	0,00585	0,18615286	0,029109	-0,01741	0,025262	0,03438
0,04	0,026897688	0,007733	0,18293177	0,034182	-0,01872	0,035107	0,044893
0,05	0,029622381	0,009583	0,17970683	0,038729	-0,01956	0,044705	0,055295
0,06	0,031979842	0,0114	0,17647811	0,042883	-0,02008	0,054386	0,065614
0,07	0,034052297	0,013183	0,17324567	0,046726	-0,02036	0,06413	0,07587
0,08	0,035889583	0,014933	0,17000956	0,050309	-0,02044	0,073927	0,086073
0,09	0,037541318	0,01665	0,16676986	0,05367	-0,02037	0,083768	0,096232
0,1	0,039023067	0,018333	0,16352662	0,056836	-0,02017	0,093647	0,106353
0,11	0,040359886	0,019983	0,1602799	0,059826	-0,01986	0,103559	0,116441
0,12	0,04156818	0,0216	0,15702978	0,062657	-0,01946	0,113499	0,126501
0,13	0,042661198	0,023183	0,15377763	0,065341	-0,01897	0,123466	0,136534
0,14	0,043649787	0,024733	0,15051954	0,06789	-0,01842	0,133455	0,146545
0,15	0,044543002	0,02625	0,14725956	0,070311	-0,01781	0,143464	0,156536
0,16	0,045348507	0,027733	0,14399642	0,07263	-0,01715	0,153493	0,166507
0,17	0,046072879	0,029183	0,14073019	0,074801	-0,01643	0,163538	0,176462
0,18	0,046712824	0,0306	0,13746094	0,076881	-0,01568	0,173598	0,186401
0,19	0,047300344	0,031983	0,13418873	0,078858	-0,01489	0,183672	0,196328
0,2	0,047812858	0,033333	0,13091362	0,080737	-0,01407	0,193759	0,206241
0,21	0,048263308	0,03465	0,12763569	0,082521	-0,01322	0,203857	0,216143
0,22	0,04865523	0,035933	0,12435499	0,084213	-0,01235	0,213965	0,226035
0,23	0,048991819	0,037183	0,12107161	0,085817	-0,01145	0,224083	0,235917
0,24	0,049275976	0,0384	0,1177856	0,087335	-0,01053	0,234209	0,245791
0,25	0,049510352	0,039583	0,11449703	0,08877	-0,0096	0,244344	0,255656
0,26	0,049697378	0,040733	0,11120597	0,090124	-0,00866	0,254485	0,265515
0,27	0,049839295	0,04185	0,10791249	0,091399	-0,0077	0,264632	0,275368
0,28	0,049938175	0,042933	0,10461686	0,092598	-0,00673	0,274785	0,285215
0,29	0,049995943	0,043983	0,10131854	0,093723	-0,00576	0,284943	0,295057
0,3	0,050014389	0,045	0,09801822	0,094774	-0,00477	0,295106	0,304894
0,31	0,049995186	0,045983	0,09471575	0,095754	-0,00379	0,305272	0,314728
0,32	0,0499399	0,046933	0,0914112	0,096665	-0,0028	0,315441	0,324559
0,33	0,049850002	0,04785	0,08810465	0,097507	-0,00181	0,325614	0,334386
0,34	0,049726874	0,048733	0,08479617	0,098282	-0,00081	0,335788	0,344212
0,35	0,049571818	0,049583	0,08148583	0,098991	0,000176	0,345965	0,354035
0,36	0,049388665	0,0504	0,0781737	0,099635	0,001165	0,356143	0,363857
0,37	0,049170777	0,051183	0,07485985	0,100216	0,00215	0,366323	0,373677
0,38	0,048927054	0,051933	0,07154435	0,100735	0,003131	0,376503	0,383497
0,39	0,048655594	0,05265	0,06822727	0,101193	0,004107	0,386683	0,393317
0,4	0,048358424	0,053333	0,06490869	0,10159	0,005077	0,396863	0,403137
0,41	0,048035446	0,053983	0,06158868	0,101928	0,006039	0,407043	0,412957
0,42	0,047687899	0,0546	0,0582673	0,102207	0,006993	0,417223	0,422777
0,43	0,047316633	0,055183	0,05494464	0,102429	0,007938	0,427402	0,432598
0,44	0,046920457	0,055733	0,05162077	0,102593	0,008873	0,437579	0,442421
0,45	0,046506139	0,05625	0,04829575	0,102702	0,009798	0,447755	0,452245
0,46	0,046068412	0,056733	0,04496966	0,102755	0,010711	0,457929	0,462071
0,47	0,045608974	0,057183	0,04164258	0,102754	0,011613	0,468101	0,471899
0,48	0,045131489	0,0576	0,03831457	0,102698	0,012502	0,478271	0,481729
0,49	0,044633589	0,057983	0,03498572	0,10259	0,013377	0,488439	0,491561
0,5	0,044116877	0,058333	0,03165609	0,102428	0,014239	0,498604	0,501396
0,51	0,043581925	0,05865	0,02832576	0,102214	0,015086	0,508766	0,511234
0,52	0,043029279	0,058933	0,02499479	0,101949	0,015917	0,518925	0,521075
0,53	0,042459458	0,059183	0,02166328	0,101633	0,016734	0,52908	0,53092
0,54	0,041872952	0,0594	0,01833128	0,101266	0,017534	0,539232	0,540768
0,55	0,041270231	0,059583	0,01499888	0,100849	0,018318	0,549381	0,550619
0,56	0,040651795	0,059733	0,01166614	0,100382	0,019084	0,559526	0,560474
0,57	0,040017887	0,05985	0,00833314	0,099866	0,019834	0,569667	0,570333
0,58	0,039369081	0,059933	0,00499996	0,099302	0,020565	0,579803	0,580197
0,59	0,038705693	0,059983	0,00166667	0,098689	0,021278	0,589935	0,590065
0,6	0,038028876	0,06	-0,00175	0,098028	0,021972	0,600063	0,599957
0,61	0,037338561	0,059963	-0,0112495	0,097297	0,022628	0,610192	0,60985
0,62	0,036631462	0,059885	-0,0187478	0,096475	0,023225	0,620322	0,619733
0,63	0,035913068	0,059663	-0,026244	0,095563	0,023762	0,630452	0,629638
0,64	0,035181652	0,0594	-0,0337372	0,094562	0,024238	0,640582	0,639533
0,65	0,034437468	0,059063	-0,0412266	0,093471	0,024654	0,650712	0,649428
0,66	0,033680748	0,05865	-0,0487114	0,092291	0,025009	0,660842	0,659323
0,67	0,032911708	0,058163	-0,0561908	0,091022	0,025303	0,670972	0,669228

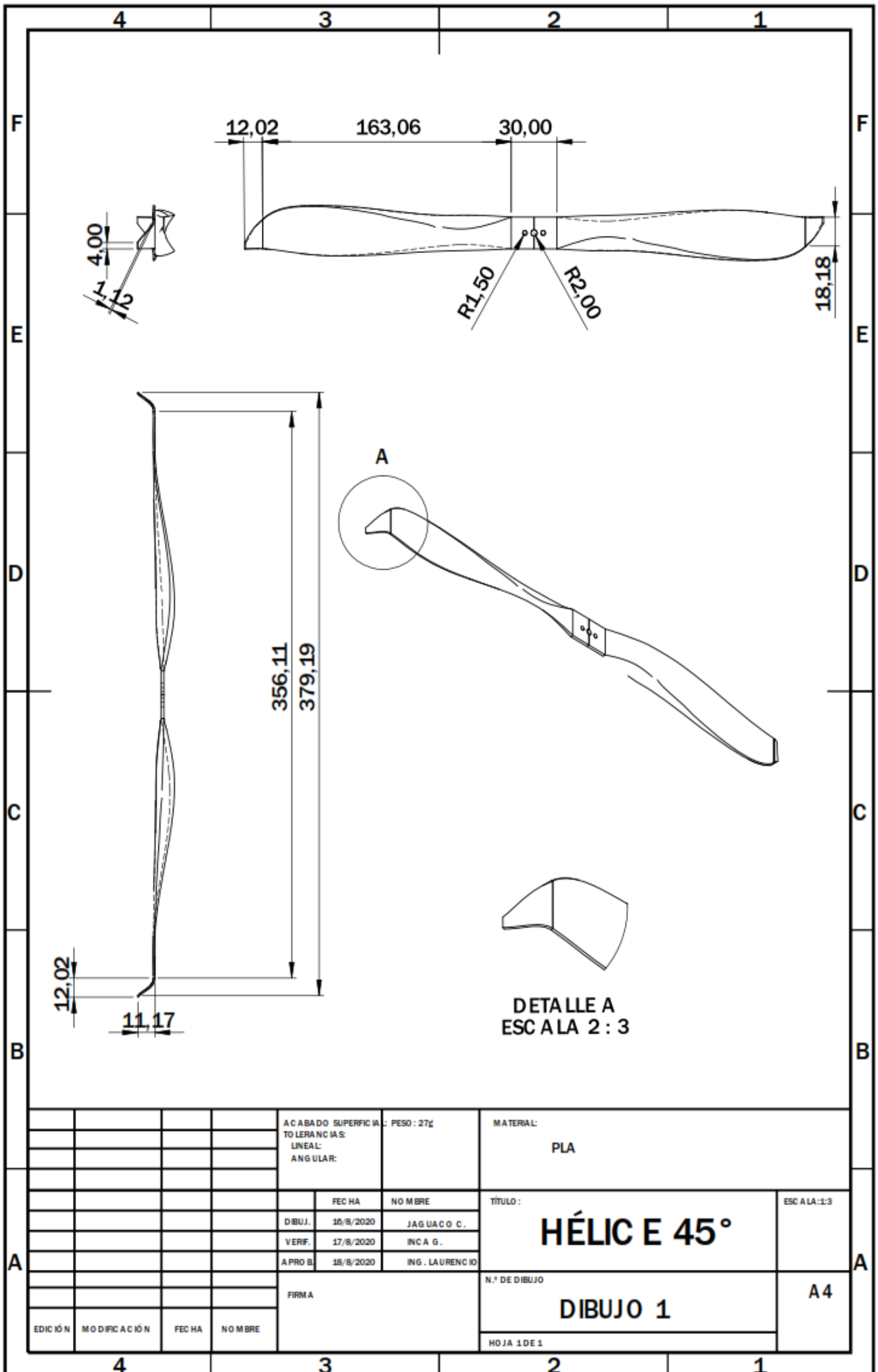
NACA **6 6 1 0**

- cuerda 1 longitud de la cuerda
- t 0,1 espesor
- Xcamber 0,6 localizacion max camber
- C 0,06 max camber
- pc 0,6 localizacion de max camber, normalized

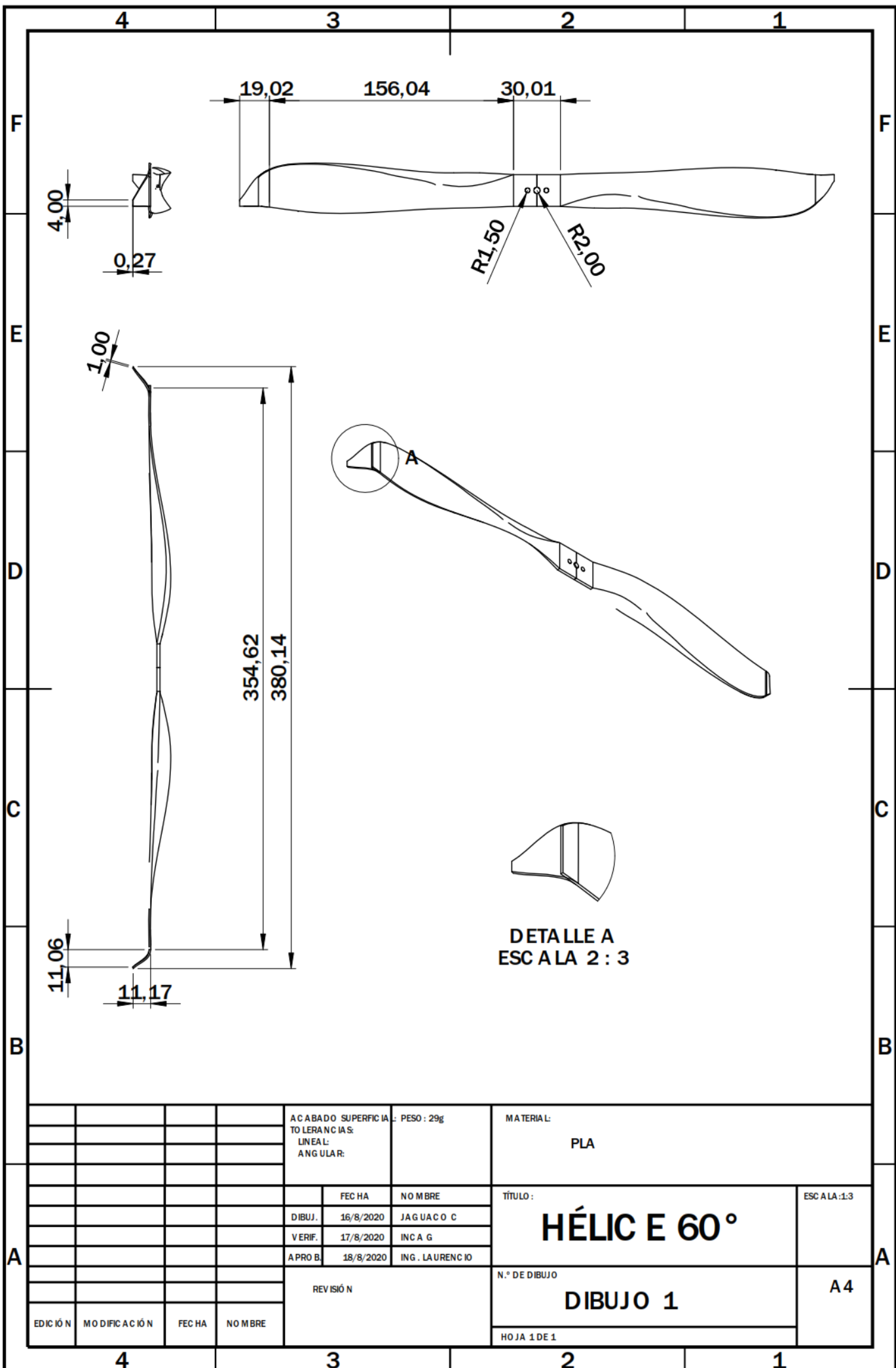




				ACABADO SUPERFICIAL: PESO: 28g	MATERIAL:	
				TOLERANCIAS:	PLA	
				LINEAL:		
				ANGULAR:		
				FECHA	NO MBRE	TÍTULO:
				DIBUJ. 16/8/2020	JAGUACOC	<b>HÉLICE ORIGINAL</b>
				VERIF. 17/8/2020	INCAG	
				APROB. 18/8/2020	ING. LAURENCIO	
				REVISIÓN		N.º DE DIBUJO
						<b>DIBUJO 1</b>
						HOJA 1 DE 1
EDICIÓN	MODIFICACIÓN	FECHA	NO MBRE			ESCALA: 1:3
						A4



				ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:	PESO: 27g	MATERIAL:  PLA		
				FEC HA	NO MBRE	TÍTULO: <b>HÉLICE 45°</b>		ESCALA: 1:3
				DIBUJ.	JAGUACOC.	<b>DIBUJO 1</b>		A4
				VERIF.	ING. G.			
				A PRO B.	ING. LAURENCIO	N.º DE DIBUJO		A4
				FIRMA		<b>DIBUJO 1</b>		
EDICIÓN	MODIFICACIÓN	FEC HA	NO MBRE			HOJA 1 DE 1		



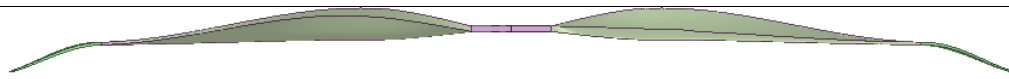
				ACABADO SUPERFICIAL: PESO : 29g	MATERIAL:	
				TOLENCIA: LINEAL:	PLA	
				ANGULAR:		
				FEC HA	NO MBRE	TÍTULO:
				DIBUJ. 16/8/2020	JAGUACOC	<b>HÉLICE 60°</b>
				VERIF. 17/8/2020	INGA G	
				APROB. 18/8/2020	ING. LAURENCIO	
				REVISIÓN	N.º DE DIBUJO	
					<b>DIBUJO 1</b>	
					A4	
EDICIÓN	MODIFICACIÓN	FEC HA	NO MBRE			HOJA 1 DE 1

## HÉLICE A 90°



Variable	Simulación	Valores
Turbulencias		2436,52/s
Presión		Min -275161 Pa Max 186168 Pa
Velocidad		Min 0 m/s Max 771.504 m/s

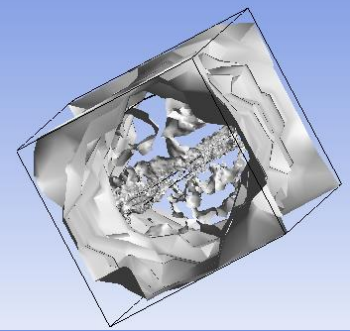
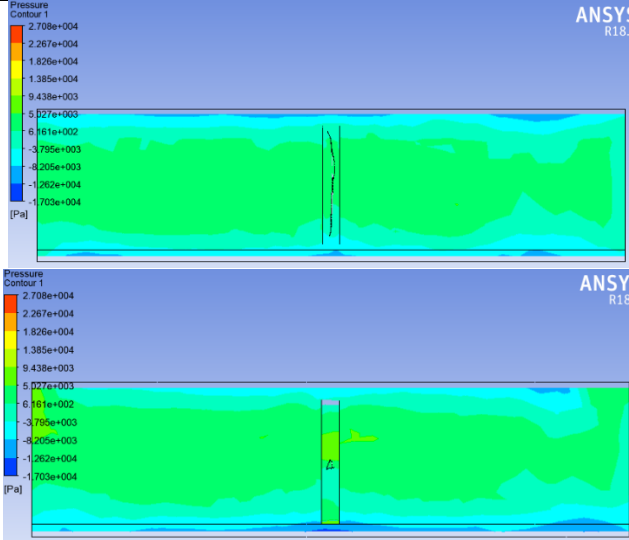
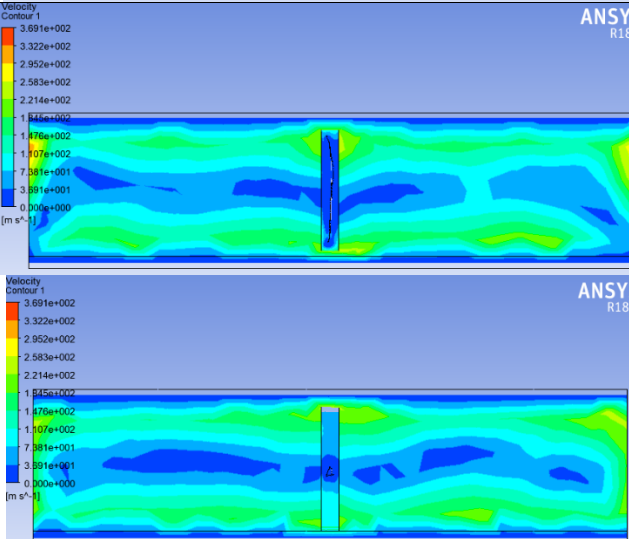
## HÉLICE A 30°



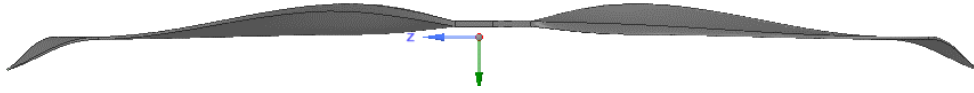
Variable	Simulación	Valores
Turbulencias		2351,27/s
Presión		Min -293784 Pa Max 180542 Pa
Velocidad		Min 0 m/s Max 766.099 m/s

## HÉLICE A 30° INVERSA



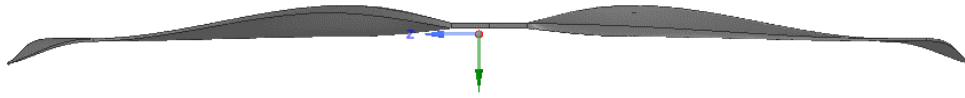
Variable	Simulación	Valores
Turbulencias		89,3171/s
Presión		Min -17027 Pa Max 27080,7Pa
Velocidad		Min 0 m/s Max 369,059 m/s

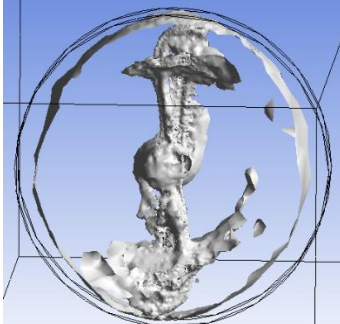
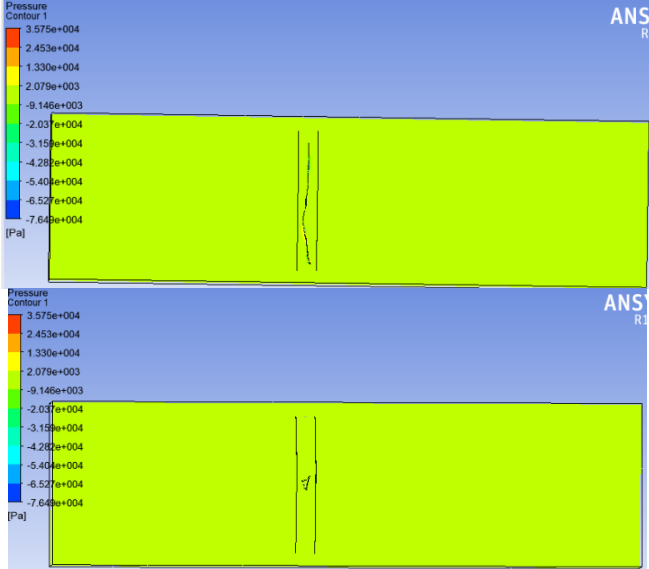
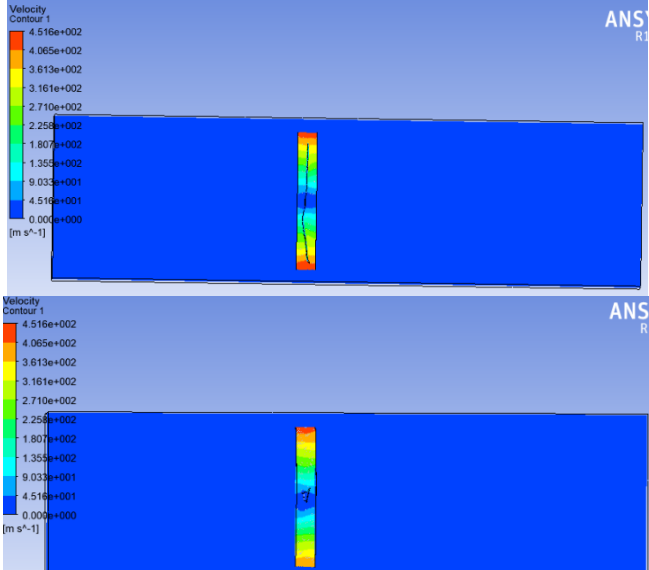
## HÉLICE 30° PROLONGADA



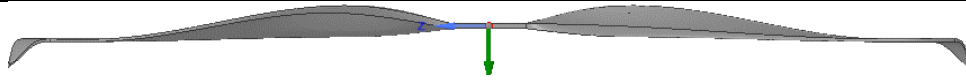
Variable	Simulación	Valores
Turbulencias		2220,9/s
Presión	<p>Pressure Contour 1 ANSYS R17.0</p> <p>Pressure Contour 1 ANSYS R17.0</p>	Min -142684 Pa Max 36714 Pa
Velocidad	<p>Velocity Contour 1 ANSYS R17.0</p> <p>Velocity Contour 1 ANSYS R17.0</p>	Min 0 m/s Max 518,141 m/s

## HÉLICE 45° PROLONGADA







Variable	Simulación	Valores
Turbulencias		1912,44,9/s
Presión		Min -76490.4 Pa Max 35751 Pa
Velocidad		Min 0 m/s Max 451.638 m/s

## HÉLICE 60°



Variable	Simulación	Valores
Turbulencias		1532,31/s
Presión		Min -10380,8 Pa Max 35819,1 Pa
Velocidad		Min 0 m/s Max 478.614 m/s

<b>HÉLICES</b>	<b>IMAGEN</b>
Hélice original	 A single white propeller with a smooth, curved blade, shown against a dark brown background.
Hélice modificada con un ángulo de flexión de punta alar de 45 grados	 A single white propeller with a curved blade that has a distinct 45-degree upward curve at the tip, shown against a dark brown background.
Hélice modificada con un ángulo de flexión de punta alar de 60 grados	 A single white propeller with a curved blade that has a distinct 60-degree upward curve at the tip, shown against a dark brown background.
Hélices impresas en material PLA	 Three white propellers printed in PLA material, stacked vertically. Each has three small circular holes near the base. The top one is plain, the middle one has a blue square marker on the tip, and the bottom one has a blue diamond marker on the tip.

**ANEXO VI****COSTO DE MANUFACTURA****COSTOS DE MANUFACTURA****Determinación del Costo de Producción**

		<b>COSTO POR UNIDAD</b>	
<b>PRODUCTO</b>	Hélice JI 2020	<b>COSTO FIJO UNITARIO</b>	\$ 0,95
<b>CANTIDAD</b>	200	<b>COSTO VARIABLE UNITARIO</b>	\$ 18,10
		<b>COSTO TOTAL UNITARIO</b>	\$ 19,05

Liste los costos asociados a la producción

<b>CANTIDAD</b>	<b>MEDIDA</b>	<b>DETALLE</b>	<b>COSTO FIJO</b>	<b>COSTO VARIABLE</b>
200	Impresión	Material		\$ 2.500,00
40	Horas	Internet		\$ 20,00
40	Horas	Conocimiento		\$ 1.000,00
40	Horas	Mano de obra		\$ 100,00
160	Horas	Alquiler local	\$ 100,00	
4	Horas	Mantenimiento máquina	\$ 50,00	
Proporción	%	Gasto Teléfono	\$ 20,00	
160	Horas	Servicios básico	\$ 20,00	
<b>Total</b>			<b>\$ 190,00</b>	<b>\$ 3.620,00</b>

**OTROS COSTOS****Determinación de otros costos**

		<b>COSTO POR UNIDAD</b>	
<b>PRODUCTO</b>	Hélice JI 2020	<b>COSTO TOTAL OTROS</b>	\$ 925,00
<b>CANTIDAD</b>	200	<b>COSTO TOTAL UNITARIO OTROS</b>	\$ 4,63

Liste los costos asociados a la comercialización del producto

**DISTRIBUCIÓN**

DETALLE	COSTOS
Distribución de producto	\$ 100,00
Salario área comercialización	\$ 400,00
Otros gastos asociados	\$ 5,00
	<b>\$ 505,00</b>

Liste los costos asociados a la administración

**ADMINISTRACIÓN**

DETALLE	COSTOS
Salario contador	\$ 400,00
Material de oficina	\$ 20,00
	<b>\$ 420,00</b>

**PRECIO DE VENTA**

**Determinación de precio de venta**

Especifique la utilidad o margen deseado y el % de IVA

<b>% Utilidad deseada</b>	30%
<b>IVA</b>	14%

<b>COSTO UNITARIO DE PRODUCCIÓN</b>	\$ 19,05
<b>COSTO UNITARIO "OTROS"</b>	\$ 4,63
<b>COSTO TOTAL</b>	\$ 23,68
<b>UTILIDAD</b>	\$ 7,10
<b>PRECIO DE VENTA SIN IVA</b>	\$ 30,78
<b>PRECIO DE VENTA CON IVA</b>	\$ 35,09

**DECIBEL X – DBA SONÓMETRO**

"Decibel X" es una de las pocas aplicaciones de medición del ruido/sonido del mercado que ofrece mediciones pres calibrados y altamente fiables.



**TABLA DE RESULTADOS DE RUIDO PRODUCIDO POR LAS HÉLICES**

HÉLICE	PROMEDIO DE RUIDOS (DB)	IMAGEN
Original	83	
45°	84	
60°	84	

## ANEXO VIII

## COSTO DE IMPORTACIÓN

La figura corresponde a la tienda virtual AMAZON en la cual se muestra que el costo aproximado de esta hélice es de 103,53 dólares.

2 pares de propulsor de fibra de carbono Serie T 1255 CW/CCW para DJI F550 Tarot FY550  
Marca: Unknown

Precio: US\$ 17.50 + US\$ 86.07 de envío y depósito de derechos de importación a Ecuador Detalles

Disponble a un precio no ofrecer envío Pr  
Se puede devolver recepción -| Se in de Amazon -

- T-Series 1255 C
- Material: fibra d
- Muy fuerte y lig
- Alta calidad y duradera.
- Fácil instalación.

US\$ 17.50  
+ US\$ 86.07 de envío y depósito de derechos de importación a Ecuador Detalles =  
Llega: sept 16 - 28

Solo queda(n) 10 en stock y más unidades en (nino).

Unidad: 1

Detalles de envío y tarifa	
Precio	US\$ 17.50
Envío de AmazonGlobal	+ US\$ 18.88
Depósito de derechos de importación estimado	+ US\$ 67.19
<b>Total</b>	<b>US\$ 103.57</b>

Agregar al Carrito  
Comprar ahora

Transacción segura

Envío desde Amazon  
Vendido por Mak Yuk Cheong

Agregar opciones de regalo

Enviar a Ecuador

