

**HERRAMIENTA SOFTWARE PARA CÁLCULO Y DISEÑO DE HÉLICES
EN AVIACIÓN EXPERIMENTAL BASADA EN LA TEORÍA DE
ELEMENTOS AERODINÁMICOS Y MANUFACTURA EXPERIMENTAL DE
HÉLICE**

**CRISTIAN ALDANA ZAMBRANO
SERGIO GRANADOS SANMIGUEL**



**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FISICOMECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA
2009**

**HERRAMIENTA SOFTWARE PARA CÁLCULO Y DISEÑO DE HÉLICES
EN AVIACIÓN EXPERIMENTAL BASADA EN LA TEORÍA DE
ELEMENTOS AERODINÁMICOS Y MANUFACTURA EXPERIMENTAL DE
HÉLICE**

**CRISTIAN ALDANA ZAMBRANO
SERGIO GRANADOS SANMIGUEL**

**Trabajo de grado presentado como requisito para optar al título de
Ingeniero Mecánico**

**Director
JORGE ENRIQUE MENESES FLÓREZ
Ingeniero Mecánico**



**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FISICOMECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA**

2009

DEDICATORIA

A Dios,
A mi madre María Eugenia por su grandísimo esfuerzo y cariño,
quien con su ejemplo me enseña lo que es luchar por los sueños,
A mi abuela Rosa María por su eterno apoyo y cariño, quien llena mi
vida de atenciones, ternura y consejo,
A mi novia Daniela Zurita por su apoyo incondicional y su amor,
quien es la mujer que complementa mi vida y comparte mis sueños y
alegrías,
A mi familia por su respaldo, quienes con su simpatía me animaron
en este camino,
A mis suegros, cuñados y cuñadas, por quienes guardo un gran cariño
y hacen parte de este triunfo
y a mis compañeros y amigos de la vida, sin ustedes nada de esto
hubiese sido posible.

Cristian

DEDICATORIA

*A mi madre por su apoyo incondicional,
a mi padre que desde el cielo me acompaña en este triunfo,
a mi hermano y familiares por su colaboración en todo momento y a
mis amigos.*

Sergio

AGRADECIMIENTOS

Los más sinceros agradecimientos están dirigidos a las personas que contribuyeron para que fuera posible la realización de este trabajo.

A Jorge Meneses, Ingeniero Mecánico, profesor de la Escuela de Ingeniería Mecánica y director de este proyecto, por la colaboración y asesorías dadas en el desarrollo del mismo.

A Pedro Díaz, Ingeniero Mecánico, profesor de la Escuela de Ingeniería Mecánica y amigo, por el apoyo brindado.

A Nelson Rodríguez por su orientación y colaboración en el área de control numérico.

A Alex Meneses por su colaboración e interés en la puesta a punto del paramotor.

A Leonardo Payares, Milton Martínez y Néstor Díaz por su colaboración en las pruebas y en los momentos más críticos.

CONTENIDO

	Pág.
INTRODUCCIÓN	1
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	3
1.1 IDENTIFICACIÓN DEL PROBLEMA	3
1.2 JUSTIFICACIÓN PARA SOLUCIONAR EL PROBLEMA	4
1.3 OBJETIVOS DEL TRABAJO DE GRADO	6
1.3.1 Objetivo General	6
1.3.2 Objetivo Específico	6
2. GENERALIDADES	8
2.1 HÉLICES	9
2.2 COMPONENTES DE UNA HÉLICE	10
2.2.1 Pala de la Hélice.	10
2.2.2 Cubo de la Hélice.	12
2.3 TEORIA DE ELEMENTOS AERODINAMICOS	13
2.4 GENERALIDADES SOBRE API's	15
3. PROCESO DE DISEÑO DE LA HÉLICE	19
3.1 DISEÑO GEOMETRICO	19
3.1.1 Datos de entrada para el Diseño Geométrico	19
3.1.2 Cálculo del coeficiente de velocidad – potencia para hélices de AR= 6 y CR= 1	22
3.1.3 Cálculo de la relación de curvatura corregida	27
3.1.4 Cálculo del paso de la hélice	29
3.2 DISEÑO COMPLEMENTARIO	30
3.2.1 Cálculo de pasos para cada estación	31
3.2.2 Cálculo de ángulo de pala para cada estación	39
3.2.3 Cálculo de puntos de cada estación	40

4. PROCESO DE DISEÑO DEL SOFTWARE UIS-PROPELLER 1.0	42
4.1 PROGRAMACIÓN INICIAL DEL SOFTWARE	43
4.2 PROGRAMACIÓN DE CÁLCULOS FINALES	47
4.3 PROGRAMACIÓN API DE INTEGRACIÓN CON SOLIDWORKS	50
4.4 RESULTADOS DE LA EJECUCION DEL SOFTWARE	53
5. PROCESO DE FABRICACION DE LA HÉLICE	56
5.1 FUNDICIÓN DEL BLOQUE DE ALUMINIO	56
5.2 MECANIZADO	57
5.2.1 Labores de mecanizado	58
5.2.2 Tipo de sujeción	59
5.2.3 Diagrama Final	60
6. CONCLUSIONES	66
7. RECOMENDACIONES	68
BIBLIOGRAFÍA	69
ANEXOS	71

LISTA DE CUADROS

	Pág.
Cuadro 1. Diagramación de operaciones de mecanizado.	58

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Generalidades del proceso de diseño y construcción realizado para la hélice.	8
Figura 2. Sección característica de la pala de la hélice.	11
Figura 3. Cubo de hélice Hamilton Standard.	13
Figura 4. Hélice para propulsor de forma estándar (Standard Navy Plan Form).	14
Figura 5. Barra de herramientas Macro, en Solidworks.	16
Figura 6. Ventana Solidworks.	16
Figura 7. Ventana VBA.	17
Figura 8. Ventana interfaz del software UIS – Propeller v.1.0.	21
Figura 9. Combinaciones de P/D y V/nD para Ascenso, Crucero y Velocidad.	23
Figura 10. Factor de potencia para hélices.	25
Figura 11. Coeficiente de velocidad – potencia para análisis de hélices.	26

Figura 12. $(1 - s)$ Vs. Relación de aspecto.	28
Figura 13. Hélice dividida en siete estaciones.	30
Figura 14. Representación del ángulo de pala (φ_B).	31
Figura 15. Representación del radio de la pala.	32
Figura 16. Representación del ángulo (φ).	33
Figura 17. Representación del ángulo de ataque aparente de la sección (α).	34
Figura 18. Representación de los anchos de pala.	34
Figura 19. Representación de la curvatura superior e inferior.	35
Figura 20. Curvas de curvaturas para un CR= 1.	36
Figura 21. Trayectoria de los centros de gravedad de las secciones.	37
Figura 22. Sección de pala estándar de la Marina R.A.F. No. 6 Modificada.	38
Figura 23. Versión inicial de la ventana de acceso al usuario.	44
Figura 24. Factor BHP/CHP Vs. Velocidad de extremo de pala.	45

Figura 25. Ks/Ks' Vs. Relación de Aspecto.	45
Figura 26. Ventana de entrada de datos y resultados iniciales.	49
Figura 27. Ubicación de la zona de datos de entrada para el cubo.	50
Figura 28. Ventana "Agregar Referencia" con pestaña "COM" activada.	52
Figura 29. Propiedades del Proyecto con pestaña de referencias activa.	53
Figura 30. Resultado arrojado por "UIS-Propeller v.1.0" mostrado en Solidworks	54
Figura 31. Archivo de texto modelo de resultado en "UIS-Propeller v.1.0"	55
Figura 32. Formaleta construida para realizar la fundición	56
Figura 33. Bloque de aluminio fundido	57
Figura 34. Planeado del bloque de aluminio	58
Figura 35. Bloque de aluminio sujetado utilizando anclaje con uñas	60
Figura 36. Mecanizado de superficie alabeada 1	61
Figura 37. Mecanizado de superficie alabeada 2	61

LISTA DE ANEXOS

	Pág.
Anexo A. Multímetro de medición de velocidad angular del motor	72
Anexo B. Motor Yamaha DT 175 cc	73
Anexo C. Manual de servicio de carburador Walbro	75
Anexo D. Modelado del cubo de la hélice	82

RESUMEN

TITULO:

HERRAMIENTA SOFTWARE PARA CÁLCULO Y DISEÑO DE HÉLICES EN AVIACIÓN EXPERIMENTAL BASADA EN LA TEORÍA DE ELEMENTOS AERODINÁMICOS Y MANUFACTURA EXPERIMENTAL DE HÉLICE *

AUTORES:

Cristian Aldana Zambrano.
Sergio Granados Sanmiguel. **

PALABRAS CLAVE:

Hélice, Ultraliviano, Aerodinámica, Propulsión.

DESCRIPCION:

El presente trabajo de grado se realiza con el fin de realizar la implementación de una herramienta de planeación, cálculo y diseño de propulsores de hélice para equipos de vuelo ultralivianos. Dada la gran cantidad de información que se debe manejar en el diseño de hélices, como gráficas, nomogramas, variables, ecuaciones, entre otras, es de suma utilidad condensar los procedimientos y las variables en una herramienta software para la realización de tareas repetitivas con entradas de datos de referencia en vuelo con condiciones máximas, condiciones de crucero, condiciones de vuelo estándar y condiciones de vuelo a alta velocidad. "UIS-Propeller v.1.0", puede realizar tareas de procesamiento de datos en donde el usuario ahorra tiempo en la interpretación de referentes como tablas, gráficos y algoritmos, que son requeridos en el diseño de piezas mecánicas: hélices, en este caso. El software implementado tiene como referente el diseño de hélices mediante la teoría de elementos aerodinámicos desarrollada por Fred E. Weick en su serie de cuatro artículos, en donde realiza una integración de los parámetros de funcionamiento de la aeronave con los parámetros de funcionamiento del propulsor de hélice del equipo de vuelo, que en el presente proyecto de grado es el paramotor con el que cuenta la Escuela de Ingeniería Mecánica de la Universidad Industrial de Santander. El proceso de manufactura del prototipo de hélice fue realizado mediante una máquina de control numérico computarizado (CNC) y herramientas disponibles en el Laboratorio de Sistemas Flexibles de Manufactura (FMS).

* Proyecto de Grado

** Facultad de Ingenierías Fisicomecánicas. Escuela de Ingeniería Mecánica. Ing. Jorge Enrique Meneses Flórez

SUMMARY

TITLE:

SOFTWARE TOOL FOR CALCULATION AND DESIGN OF PROPELLERS IN EXPERIMENTAL AVIATION BASED IN THE THEORY OF AERODYNAMIC ELEMENTS AND EXPERIMENTAL PROPELLER MANUFACTURING *

AUTHORS:

Cristian Aldana Zambrano.
Sergio Granados Sanmiguel. **

KEY WORDS:

Propeller, Ultralight, Aerodynamics, Propulsion.

DESCRIPTION:

The present thesis project has been done to implement a planning, calculation and propeller design tool for ultralight flying machines. Due the big quantity of information, such as equations, charts, nomograms, variables and tables that have to be used in the propellers design is very important to compile the procedures and variables in a software tool to execute reiterative works related to the aim of the machine, with data entries referring to maximum conditions, cruise conditions, standard conditions and high speed conditions. "UIS-Propeller v.1.0", can do data processing works where the user saves time, interpreting referrals like tables, graphics and algorithms, that have to be used in mechanical parts design: propellers, in this case. The software was made based in the Theory of Aerodynamic Elements developed by Fred E. Weick in a four papers series. In those articles he compiled the functional parameters of the aircraft with the functional parameters of the propeller in flight conditions. The manufacturing process of the propeller was made using a computerized numerical control machine (CNC) and tools available in the Flexible Manufacturing Systems Laboratory (FMS). The mentioned aircraft in the present thesis project is the paramotor, which is available in the School of Mechanical Engineering at Universidad Industrial de Santander.

* Thesis Project

** Faculty of Physical-Mechanical Engineering. School of Mechanical Engineering. Eng. Jorge Enrique Meneses Flórez

INTRODUCCIÓN

Como requisito para optar por el título profesional de Ingeniero Mecánico se planeó y ejecutó el presente trabajo de grado, con el que se busca implementar una herramienta de planeación y diseño de propulsores de hélice para equipos de vuelo ultralivianos; se pretende también aportar en la misión institucional de la Universidad Industrial de Santander de formar profesionales de alta calidad ética y laboral.

Dada la gran cantidad de información que se debe manejar en el diseño de hélices es de suma utilidad condensar los procedimientos y las variables en una herramienta software que permita la realización de tareas repetitivas con entradas de datos de referencia en vuelo con condiciones máximas y de crucero.

Un sistema de cálculo y diseño como el “UIS-Propeller v.1.0” puede realizar tareas de procesamiento de datos en donde el usuario puede ahorrar tiempo en la interpretación de referentes como nomogramas, tablas, gráficos y algoritmos, que son requeridos en el diseño de piezas mecánicas: hélices, en este caso.

El software implementado tiene como referente el diseño de hélices mediante la teoría de elementos aerodinámicos desarrollada por Fred E. Weick³ en su

³ WEICK E., FRED. “*Practical application of the blade element theory – I*”. Washington, Estados Unidos: NACA, 1926.

WEICK E., FRED. “*Extension of test data on a family of model propellers by means of the modified blade element theory – II*”. Washington, Estados Unidos: NACA, 1926.

WEICK E., FRED. “*A simple system based on model propeller test data – III*”. Washington, Estados Unidos: NACA, 1926.

serie de cuatro artículos, en donde realiza una integración de los parámetros de funcionamiento de la aeronave con los parámetros de funcionamiento del propulsor de hélice y las características de desempeño según el propósito dominante de la aeronave, sea este: vuelo en ascenso, vuelo estándar, vuelo de crucero o vuelo de alta velocidad.

El manejo de estos parámetros requiere sin lugar a dudas que el usuario de la herramienta software tenga un conocimiento básico previo en el tema de vuelo ultraliviano, así como una certeza con respecto al objetivo funcional del propulsor, esto con el fin de lograr el desempeño deseado en las condiciones dadas, según sea el caso.

La integración de un software CAD en la ejecución del presente proyecto de grado proporciona la alternativa de analizar y realizar pruebas previas a la manufactura de la hélice, sometiéndola a condiciones de esfuerzos y trabajo extremas orientadas a verificar los límites de rendimiento y eficiencia de la misma; además, permite vislumbrar las características físicas del modelo y su relación proporcional frente a la aeronave que requiere del propulsor.

A su vez, la combinación con un software CAM, permite, luego de la obtención de la pieza mecánica en un software CAD, la manufactura de la hélice con programación en código G y el uso de una máquina de control numérico computarizado que ejecute las tareas programadas, llevando así a feliz término el principal objetivo del presente trabajo: la manufactura experimental de la hélice.

WEICK E., FRED. *“A simple method for determining the strength of propellers– IV”*. Washington, Estados Unidos: NACA, 1926.

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 IDENTIFICACIÓN DEL PROBLEMA

El interés por el aprovechamiento del viento como recurso natural abundante y disponible ha impulsado al hombre hacia dos directrices: la primera, creación de dispositivos mecánicos para su explotación en vías de transformar la energía del viento (Energía Eólica) en Energía Mecánica y la segunda, el placer de volar de la forma más eficiente, segura y fiable posible.

En disciplinas deportivas de vuelo propulsado como el aerodelismo y los ultralivianos, un aspecto de alta relevancia ha sido el desempeño general del equipo de propulsión, siendo parte trascendental la hélice, y por ende el proceso previo de cálculo y la correcta manufactura de las hélices propulsoras.

Las hélices son utilizadas en variadas aplicaciones, pero todas con una base de diseño aerodinámico encausado hacia el aprovechamiento de la energía del fluido participante. Las aplicaciones más conocidas de las hélices, aunque de muy poco estudio a nivel local, se encuentran orientadas hacia la propulsión de aeronaves, pero un aspecto que no se ha tratado en la industria local es el de las hélices propulsadas, como es el caso de los generadores eólicos.

A nivel mundial, el desarrollo tecnificado de las hélices de propulsión para ultralivianos se realiza en un reducido número de empresas; a nivel nacional no existe ningún tipo de empresa dedicada a este desarrollo específico, no obstante, los pilotos de ultralivianos fabrican sus propias hélices de forma artesanal, adaptándolas a sus necesidades específicas sin un cálculo previo;

la otra alternativa por la que se opta localmente es la importación de las hélices propulsoras, obteniendo especificaciones técnicas, pero altos costos por intermediación de importación y tributación.

En la manufactura de hélices de cualquier tipo, a nivel mundial, los cálculos de diseño y los planos que se realizan, son desarrollados en función de parámetros empíricos, en la mayoría de los casos por los pilotos de los ultralivianos, de allí la necesidad de la implementación de una herramienta software práctica y versátil de cálculo, enfocada hacia la estandarización del procedimiento de diseño de una manera ingenieril.

Debido a que el vuelo experimental propulsado, a nivel nacional, ha presentado una evolución considerable y que en el país aun no existe una vertiente orientada hacia el desarrollo de ultralivianos y paramotores, en la Escuela de Ingeniería Mecánica de la Universidad Industrial de Santander se han concebido proyectos de grado en la línea de investigación de la aviación experimental (proyecto Lilienthal) con el fin de impulsar el progreso en esta área a nivel local, suscitando la creación de industria con miras a la exportación, y generando así soluciones a la situación económica nacional.

1.2 JUSTIFICACIÓN PARA SOLUCIONAR EL PROBLEMA

En el ámbito nacional, no se ha desarrollado un método estandarizado para el diseño y construcción de hélices que siga las normas establecidas por las entidades aeronáuticas que se encargan de reglamentar los procedimientos en torno a ultralivianos y paramotores, por el contrario, este ha sido un campo de desempeño de poca incursión ingenieril, orientándose solo hacia una perspectiva comercial de importación, donde se ofrecen productos correctamente manufacturados, pero con elevados costos. Se puede percibir, que en el panorama local, por ende, no hay un medio de comprobación de

diseño y manufactura fundamentada, lo cual implica un riesgo para la integridad física de los practicantes de este tipo de disciplina.

Con miras a impulsar de manera activa el desarrollo de la industria nacional en el área de aviación experimental, aparece la necesidad de disponer de un software que garantice un óptimo diseño de las hélices, y que además permita la manipulación de parámetros que se adapten a las condiciones deseadas por el usuario, complementado con la manufactura de un prototipo de hélice.

La hélice es un componente de excesiva importancia en la propulsión de la aeronave, convierte la energía mecánica en una fuerza de empuje efectiva, y se encarga de propulsar la aeronave, ya sea, ultraliviano o paramotor hacia delante, es por ello que se crea la necesidad de diseñar, verificar y manufacturar hélices de manera funcional hacia aplicaciones experimentales de vuelo.

1.3 OBJETIVOS DEL TRABAJO DE GRADO

1.3.1 Objetivo General

Continuar con la línea de investigación relacionada con el diseño aeromotriz, participando en la tecnificación, investigación y fabricación de elementos de aviación, mediante el desarrollo de un proyecto que integre áreas de conocimiento de Ingeniería Mecánica; empalmándose así, con la misión de la Universidad Industrial de Santander de participar activamente en el liderazgo de procesos de cambio por el progreso y mejor calidad de vida de la comunidad.

1.3.2 Objetivos Específicos

1.3.2.1 Desarrollar un software de cálculo y diseño de hélices para ultralivianos y paramotores con una interfaz agradable para el usuario, desarrollada en la plataforma Microsoft Visual Studio, que tenga en cuenta las siguientes características principales de diseño:

Variables de entrada

- ✓ Fuerza de empuje
- ✓ Potencia de operación
- ✓ Potencia a velocidad de crucero
- ✓ Velocidad angular a velocidad de crucero
- ✓ Rata de ascenso en el decolaje

Parámetros de entrada

- ✓ Sistema de unidades
- ✓ Tipo de material
- ✓ Aplicación deseada
 - Velocidad de crucero
 - Decolaje
 - Alta velocidad
- ✓ Número de aspas
- ✓ Peso de la aeronave
- ✓ Diámetro máximo de diseño

Como resultados de salida del programa se obtiene una matriz que identifica las diferentes secciones que conforman el perfil aerodinámico de la hélice seleccionada para la aplicación específica.

- 1.3.2.2 Enlazar los resultados del software con una herramienta CAD: Solidworks, para el dibujo y posterior análisis de las hélices, mediante las utilidades de la plataforma de trabajo: Microsoft Visual Studio.
- 1.3.2.3 Plantear y desarrollar una estrategia de mecanizado, y a partir de ella implementar la rutina de trabajo en un entorno CAM, enfáticamente la herramienta con la que cuenta la Escuela de Ingeniería Mecánica: Mastercam.
- 1.3.2.4 Manufacturar un prototipo de hélice para ultraliviano en aluminio, partiendo de la geometría obtenida del software CAD utilizado en el procedimiento, empleando el Centro de Mecanizado con el que cuenta el Laboratorio de Sistemas Flexibles de Manufactura.

2. GENERALIDADES

En el presente trabajo de grado se elaboró el software UIS-Propeller v.1.0, que se encarga de realizar los cálculos de diseño para hélices de propulsores de equipos de vuelo ultraliviano, dichos resultados fueron exportados automáticamente a Solidworks, y posteriormente usados en Mastercam para generar una estrategia de mecanizado que entrega como resultado una hélice de doble pala.

Figura 1. Generalidades del proceso de diseño y construcción realizado para la hélice.



Fuente: Autores

Para comprender de una mejor manera, es necesario tomar en cuenta los siguientes conceptos.

2.1 HÉLICES

La hélice o propulsor es un dispositivo mecánico conformado por una serie de elementos denominados palas o álabes, dichos elementos se encuentran ubicados de forma concéntrica alrededor de un eje motriz, girando en un plano perpendicular a dicho eje y produciendo una fuerza propulsora. Cada pala va cambiando progresivamente su ángulo de incidencia desde el anclaje al cubo hasta el extremo (mayor en la raíz, menor en el extremo).

La función de las hélices es transmitir energía cinética de un fluido a una máquina, lo cual representa el aprovechamiento de una energía alternativa: energía eólica, o la transmisión de la energía cinética de la máquina al fluido creando una fuerza de empuje que conllevará al movimiento de la máquina. El segundo caso será en el que nos concentraremos en el presente trabajo de grado.

Las primeras aplicaciones de las hélices, hace miles de años, fueron los molinos de viento y agua. Hoy en día, también bajo los nombres de "rotor", "turbina" y "ventilador", las hélices y los dispositivos derivados de ellas se emplean para multitud de propósitos: refrigeración, compresión de fluidos, generación de electricidad, propulsión de aeronaves, entre otros.

Aunque inicialmente las hélices eran construidas de madera, hoy en día se fabrican de materiales más ligeros y resistentes. La utilización de las hélices como elemento propulsor en la aviación ha decaído por la utilización progresiva de la propulsión con turbinas de gas, que son fabricadas cada vez más ligeras, potentes y con consumos más ajustados. Sin embargo, aunque

la propulsión mediante hélices es poco utilizada en aviación comercial, su utilización está generalizada en aviación ligera.

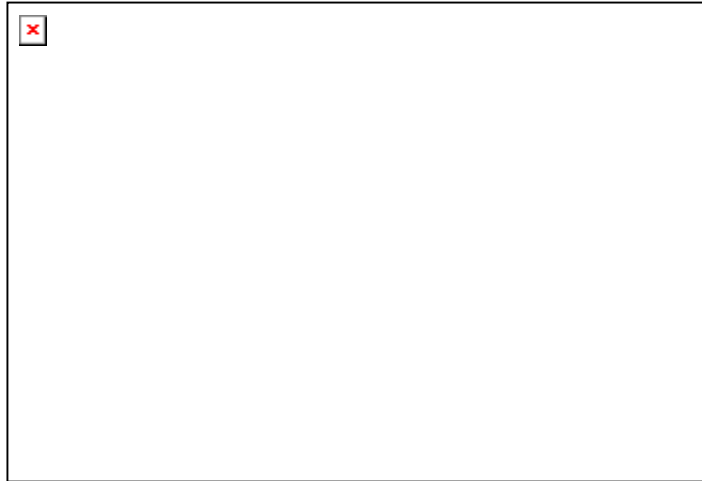
2.2 COMPONENTES DE UNA HÉLICE

La hélice como dispositivo mecánico, posee en sí misma, dos componentes primordiales, generalmente fabricados como un conjunto; no obstante en aplicaciones especiales como hélices de paso variable, estas unidades son fabricadas separadamente. Dichos componentes son: la pala de la hélice y el cubo de la hélice.

2.2.1 Pala de la hélice

La pala es el componente encargado de convertir la energía cinética generada por el giro del motor en una fuerza de empuje capaz de mover una aeronave. Dicha pala puede ser seccionada en varias posiciones características para describir su funcionamiento, su geometría y sus principales características, dichas secciones son similares a la mostrada en la figura 2. Aunque cada una de las secciones de la pala está delimitada por ciertas variables, los cálculos en cada una de estas poseen un procedimiento similar.

Figura 2. Sección característica de la pala de la hélice.



Fuente: (Weick, 1926)

Uno de los factores más importantes en el diseño de hélices es la velocidad del extremo de la pala. Aproximadamente 1000 pies por segundo se señala como la velocidad crítica dependiendo del perfil de ala usado⁴. Por encima de este valor hay un decrecimiento proporcional en la eficiencia máxima. Un método de reducir la velocidad del extremo de la pala es reducir el diámetro. Desde otro punto de vista, una hélice de diámetro pequeño significará un tren de aterrizaje más pequeño, lo cual conlleva a un menor peso.

Al analizar la pala de una hélice se debe tener en cuenta, también, que estas están sometidas a una gran cantidad de esfuerzos:

- Cada pala es una viga en voladizo lo que resulta en flexión debido a las cargas de aire.
- Hay una fuerza centrífuga variable a lo largo del radio de la pala, causando esfuerzos de tensión.

⁴ PARKINSON, LESLIE E. "Aerodynamics". New York, Estados Unidos: The Macmillan Company, 1944.

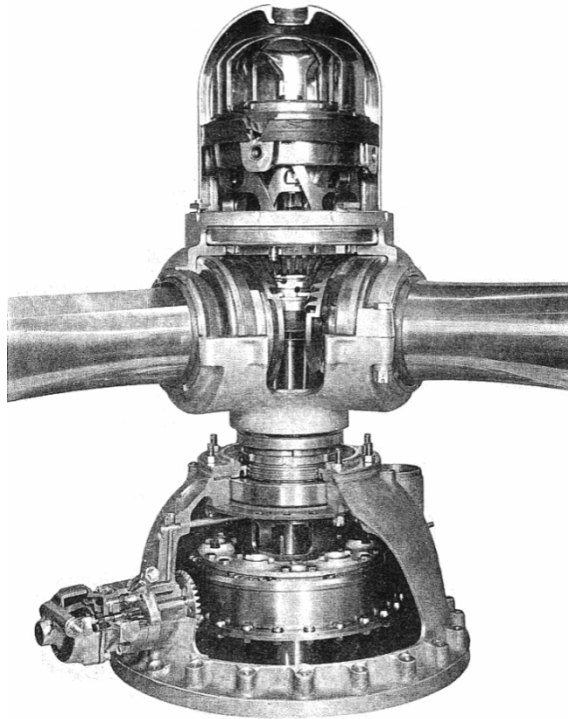
- Cuando se realizan vuelos circulares, la acción giroscópica induce cargas de torsión y flexión combinadas.
- La vibración en las hélices de metal causa fatiga.

2.2.2 Cubo de la hélice

El cubo de la hélice es el componente con menor trabajo de diseño aerodinámico de la hélice, no por ello, de menor importancia en la fabricación. Dicho componente es el elemento central de la hélice, que por ende, se encuentra sujeto al eje del motor o al eje de salida de potencia de la transmisión de potencia instalada. El cubo para equipos de vuelo ultraliviano con hélice de paso fijo se encuentra comúnmente en aeronaves que operan hasta 100 HP. Por encima de dicho valor, aparecen las hélices de paso variable.

El cubo, generalmente, se fabrica como parte integral de la hélice junto con la pala, empleando un mismo bloque de material; en algunos casos el cubo es fabricado en un material diferente al de la pala. Normalmente la combinación se hace entre una pala de madera y un cubo de aluminio. También existen cubos de mayor tamaño como el de la figura 3, empleados en aeronaves más grandes que las de vuelo ultraliviano, en donde se instalan sistemas de engranajes para permitir la variación del paso. Este tipo de hélices solo pueden ser ajustadas mientras la aeronave se encuentra en tierra y el motor detenido. Usualmente, una vez se ubica para alguna condición dicho paso no es cambiado.

Figura 3. Cubo de hélice Hamilton Standard.



Fuente: (Parkinson, 1944)

2.3 TEORÍA DE ELEMENTOS AERODINÁMICOS

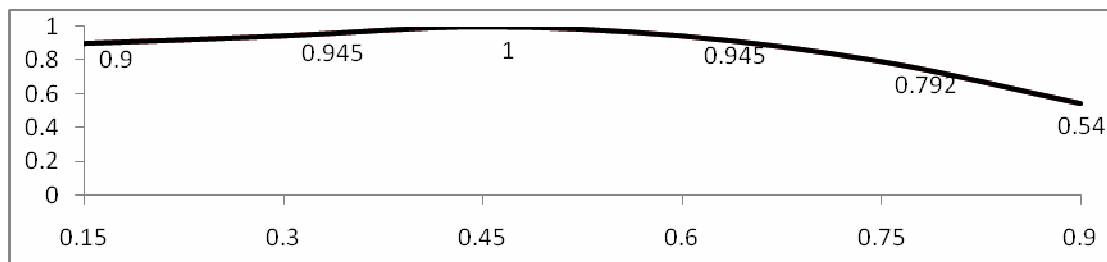
La teoría de elementos aerodinámicos constituye un concepto sumamente amplio que se concentra en determinar el comportamiento de los propulsores. Básicamente es un proceso matemático que consiste en dividir una pala del propulsor en pequeñas partes para luego determinar las fuerzas que actúan sobre él. El reporte realizado en una serie dividida en cuatro partes de Fred E. Weick expone ampliamente la teoría de elementos aerodinámicos implementada inicialmente por Drzewiecke en la Agencia de Aeronáutica en la Marina de Estados Unidos. Las características del propulsor son obtenidas de las pruebas de propulsores modelo, no de la prueba de alas modelo.

El método desarrollado por Weick se hace mucho más corto, modificando la teoría de elementos aerodinámicos, en dicho método solo se emplean las fuerzas en un elemento de pala para obtener las características del propulsor completo.

El método descrito, según la recopilación bibliográfica ha arrojado y probado resultados satisfactorios en su uso.

El método empleado por la Marina de los Estados Unidos para diseño de propulsores de avión está basado en los datos obtenidos de una combinación entre la teoría de elementos aerodinámicos, pruebas de propulsores modelo en túneles de viento y pruebas de propulsores a escala real en vuelo. Los datos obtenidos son trazados como curvas para propulsores de forma estándar (Standard Navy Plan Form, Figura 4), llamado SNPF en posteriores menciones; al dibujar dichas curvas, las operaciones de diseño se hacen mucho más cortas y simples.

Figura 4. Hélice para propulsor de forma estándar (Standard Navy Plan Form).



Fuente: (Weick, 1926)

2.4 GENERALIDADES SOBRE API's

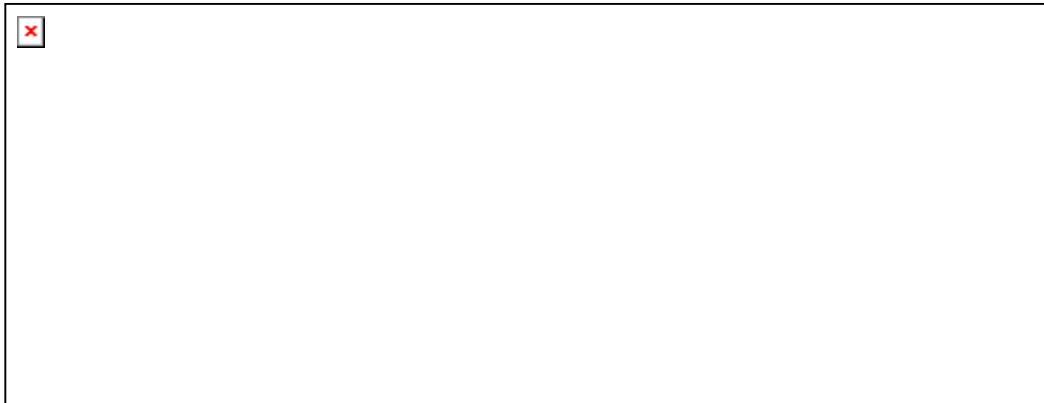
Las siglas API significan Application Programming Interface, lo cual traduce Interface de programación de aplicaciones. Las API de Solidworks se presentan como una solución a varias situaciones, tales como: procedimientos repetitivos, procedimientos complejos con múltiples operaciones realizadas varias veces, problemas de consistencia en la construcción de piezas del mismo propósito.

El programa utilizado por defecto en Solidworks es Visual Basic, que se encuentra integrado internamente con las siglas VBA (Visual Basic Application) y permite editar macros creadas como resultado de la realización de operaciones.

Es preciso aclarar que el uso del código generado por Solidworks en una macro no puede ser utilizado completamente en Visual Basic 2005, que fue el programa en el que se escribió el código para el software UIS – Propeller v.1.0, ya que Solidworks maneja la versión 6.0 de Visual Basic para el manejo de dichas macros; por lo tanto, en el presente proyecto existen cambios de código con respecto a los resultados obtenidos en el VBA de Solidworks.

Una macro, es básicamente, el resultado generado en un archivo de extensión *.swp por parte de VBA embebido en Solidworks. La herramienta para el manejo de macros puede ser activada en el menú “Herramientas”, luego “Macro”, y en este se hallarán las funciones necesarias para su utilización. También se puede activar la barra de herramientas Macro que contiene los mismos comandos y puede ser observada en la Figura 5.

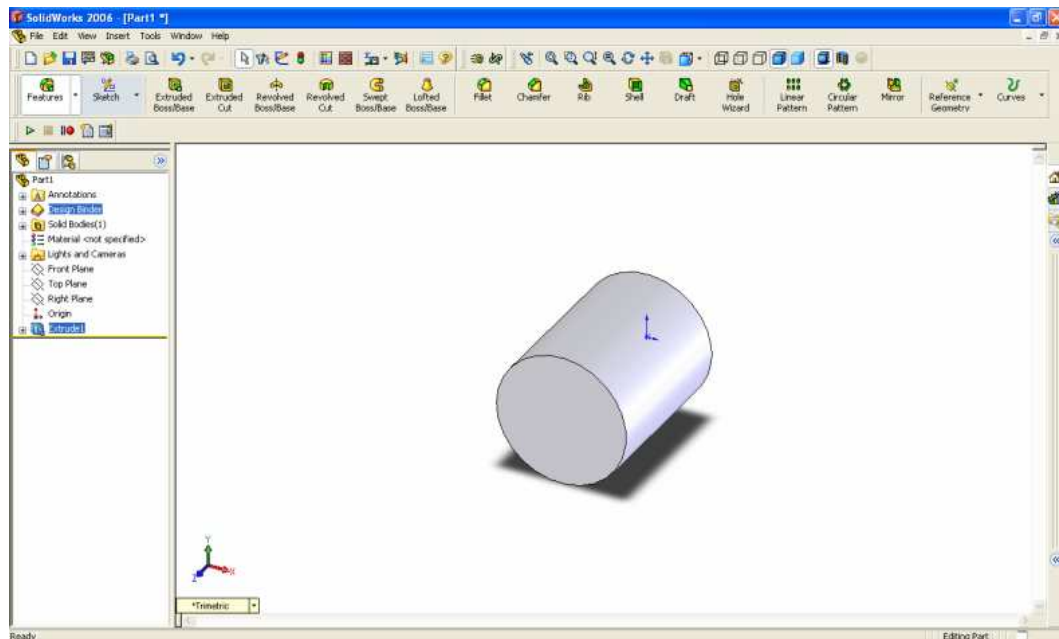
Figura 5. Barra de herramientas Macro, en Solidworks.



Fuente: Autores

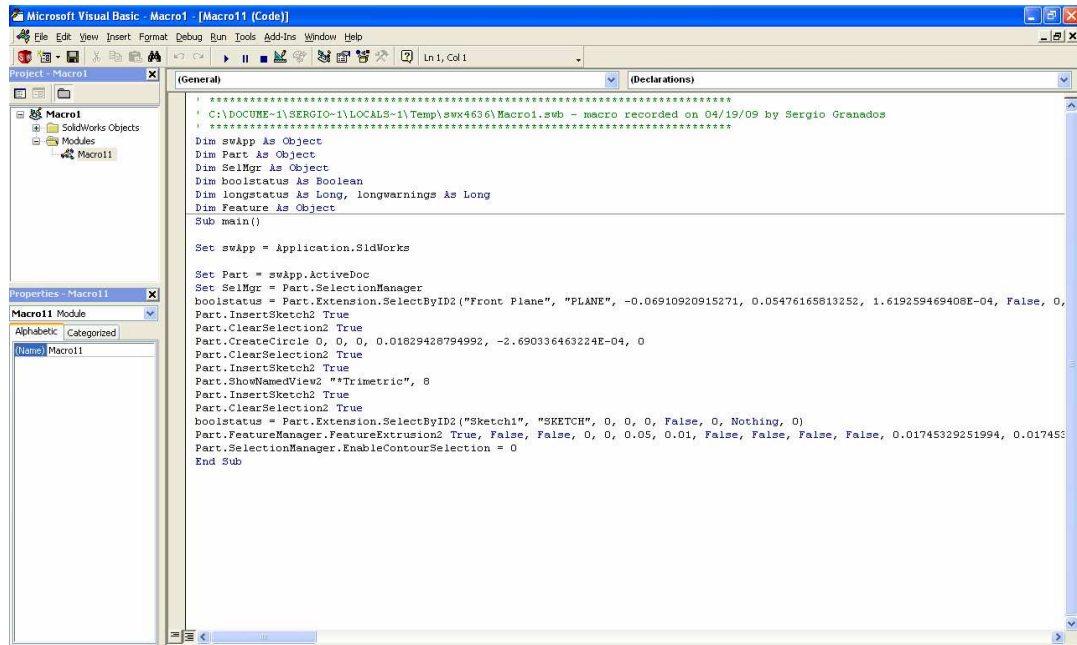
Como un ejemplo ilustrativo, se puede suponer la necesidad de la creación de una extrusión cilíndrica en Solidworks, cuya ventana luego de realizar las operaciones debidas se puede observar en la Figura 6. El código obtenido de la grabación de las operaciones se indica a continuación:

Figura 6. Ventana Solidworks.



Fuente: Autores

Figura 7. Ventana VBA.



Fuente: Autores

Sub main()

Set swApp = Application.SldWorks

Set Part = swApp.ActiveDoc

Set SelMgr = Part.SelectionManager

boolstatus = Part.Extension.SelectByID2("Front Plane", "PLANE",_-
-0.06910920915271, 0.05476165813252, 1.619259469408E-04, False, 0,
Nothing, 0)

Part.InsertSketch2 True

Part.ClearSelection2 True

Part.CreateCircle 0, 0, 0, 0.01829428794992, -2.690336463224E-04, 0

Part.ClearSelection2 True

Part.InsertSketch2 True

Part.ShowNamedView2 "*Trimetric", 8

```

Part.InsertSketch2 True
Part.ClearSelection2 True
boolstatus = Part.Extension.SelectByID2("Sketch1", "SKETCH", 0, 0, 0,
False, 0, Nothing, 0)
Part.FeatureManager.FeatureExtrusion2 True, False, False, 0, 0, 0.05, 0.01,
False, _
False, False, False, 0.01745329251994, 0.01745329251994, False, False,
False, False, 1, _
1, 1, 0, 0, False
Part.SelectionManager.EnableContourSelection = 0
End Sub

```

La línea con el *Sub Main()* indica la creación de un nuevo procedimiento de tipo *Sub* en Visual Basic e inicia las operaciones en Solidworks. Las líneas posteriores asignan valores iniciales de aplicación, pieza y selección a *swApp*, *Part* y *SelMgr*. El valor *boolstatus* es eliminado para su inclusión en Visual Basic 2005, debido a que se asume su existencia al escribir una expresión booleana. La instrucción junto al *boolstatus* indica la selección de un punto del plano para realizar la extrusión. Seguidamente, se realiza el boceto del círculo en el plano escogido; después, se está mostrando la vista trimétrica de las operaciones realizadas, paso que puede ser omitido, ya que el interés de esta serie de pasos es la construcción y no la visualización. Consecutivamente, se selecciona el boceto construido y se realiza la extrusión, que es la operación principal del código, por último se deselecciona el contorno de la pieza y se finaliza el procedimiento con la sentencia *End Sub*.

3. PROCESO DE DISEÑO DE LA HÉLICE

El proceso de diseño de la hélice se basa en la teoría de elementos aerodinámicos, descrita anteriormente. En esta teoría se desarrolla todo el diseño correspondiente a la hélice mediante un paso a paso, en donde cada uno de estos tiene un significado físico y resulta indispensable para la consecuente ejecución del diseño. Dentro de esta teoría se distinguen 2 grandes bloques de procedimientos de diseño que nosotros distinguimos como diseño geométrico y diseño complementario.

3.1 DISEÑO GEOMÉTRICO

El diseño geométrico consiste en una serie de pasos ejecutados con el fin de lograr un dimensionamiento general de la hélice, mediante la determinación del diámetro y del paso.

3.1.1 Datos de entrada para el diseño geométrico

Los datos de entrada utilizados para desarrollar el diseño geométrico son en su mayoría los ingresados por el usuario en la ventana de interfaz del programa.

Inicialmente se debe ingresar a Datos Generales, donde se debe escoger tanto el tipo de unidades en las que se quiere trabajar (Sistema Métrico o Sistema Americano) como el propósito para el cual se quiere la hélice, entre estos se tienen Ascenso, Estándar, Crucero y Velocidad.

Seguido a esto es necesario introducir dentro de Datos Constructivos el numero de palas de la hélice, donde nos encontramos con las opciones de 2, 3 y 4 palas.

Ahora nos encontramos con los Datos Operativos, considerados indispensables y en torno a los cuales gira el diseño de la hélice. Estos datos son: Potencia de crucero (BHP), Potencia a máxima velocidad (HP_{max}), Velocidad angular de crucero (RPM), Velocidad angular a máxima velocidad (RPM_{max}) y Velocidad de avance. En este ultimo sus unidades variaran según el sistema elegido, Km / h para el sistema métrico y Mph para el sistema americano.

Por último necesitamos los datos geométricos, como el diámetro de hélice, que para el caso de desarrollar un diseño con restricciones de diámetro este será el definitivo, mientras para un diseño con cierta flexibilidad de espacio donde va ubicada la hélice, este solo será un diámetro inicial o aproximado. Además, se requiere del ingreso de la relación de curvatura de la pala de la hélice como un todo (CR) la cual dependerá del material con el cual se vaya a fabricar la hélice. Este término representa una relación del espesor de la pala completa con el espesor de una pala estándar, siendo esta constante a lo largo de la hélice. Entonces, si la curva se incrementa en un 10% en cada uno de los puntos, la relación de curvatura será de 1.1. Para el caso de propulsores de madera encontramos relaciones de curvatura entre 1.0 y 1.4; y para propulsores de metal entre 0.8 y 0.95.

Adicional a esto se requiere de la relación de aspecto (AR), la cual varia especialmente según el numero de palas. Sin embargo también se debe tener en cuenta el diámetro de la hélice y el máximo espesor de pala. En el programa se sugieren algunos valores predeterminados de AR según el

numero de palas. Tenemos que para 2 palas podemos tener valores entre 6.0 y 6.66; para 3 palas de 4.0 y para 4 palas de 3.0.

Figura 8. Ventana interfaz del software UIS – Propeller v.1.0.

The screenshot shows the UIS-Propeller v.1.0 software interface. It features a blue title bar and two tabs: "1. Calculos Iniciales" (selected) and "2. Cubo y Perfiles". The interface is divided into several sections:

- Datos Generales:** Unidades: S. Metrico; Aeronave: Paramotor; Proposito: Ascenso; Motor: Yamaha DT 175 cc.
- Datos Constructivos:** Numero de Palas: 2; Material: Aluminio; Peso: 120 kg; Area de Ala: 12.2 m².
- Datos Operativos:** Potencia (HP) @ Crucero: 9.1 HP; Potencia (HP) @ Max. RPM: 17 HP; RPM @ Crucero: 3000 RPM; RPMmax: 7000 RPM; Vel. de avance: 90 Km/h.
- Datos Geométricos:** Diametro: 1.10 m; Diametro Fijo: Si (selected); Relación de curvatura: 0.85; Relación de aspecto: 6.
- Sentido de Giro:** Antihorario (selected).

Buttons at the bottom right include "Diseñar", "Generar Documento", and "Generar en Solidworks". The status bar at the bottom left shows "Estado: Listo".

Fuente: Autores

Con estos valores ingresados al programa se puede comenzar la ejecución o desarrollo del mismo, lo cual a continuación explicaremos detalladamente.

Todos los cálculos realizados a continuación se basan en una serie de artículos de la N.A.C.A. (National Advisory Committee for Aeronautics) llamados "Propeller Design, Practical Application of the Blade Element Theory I, II, III y IV".

3.1.2 Cálculo del coeficiente de velocidad – potencia para hélices de AR= 6 y CR= 1

Para llevar a cabo el cálculo del coeficiente de velocidad-potencia para hélices de $AR= 6$ y $CR= 1$, se deben realizar cálculos anteriores a este.

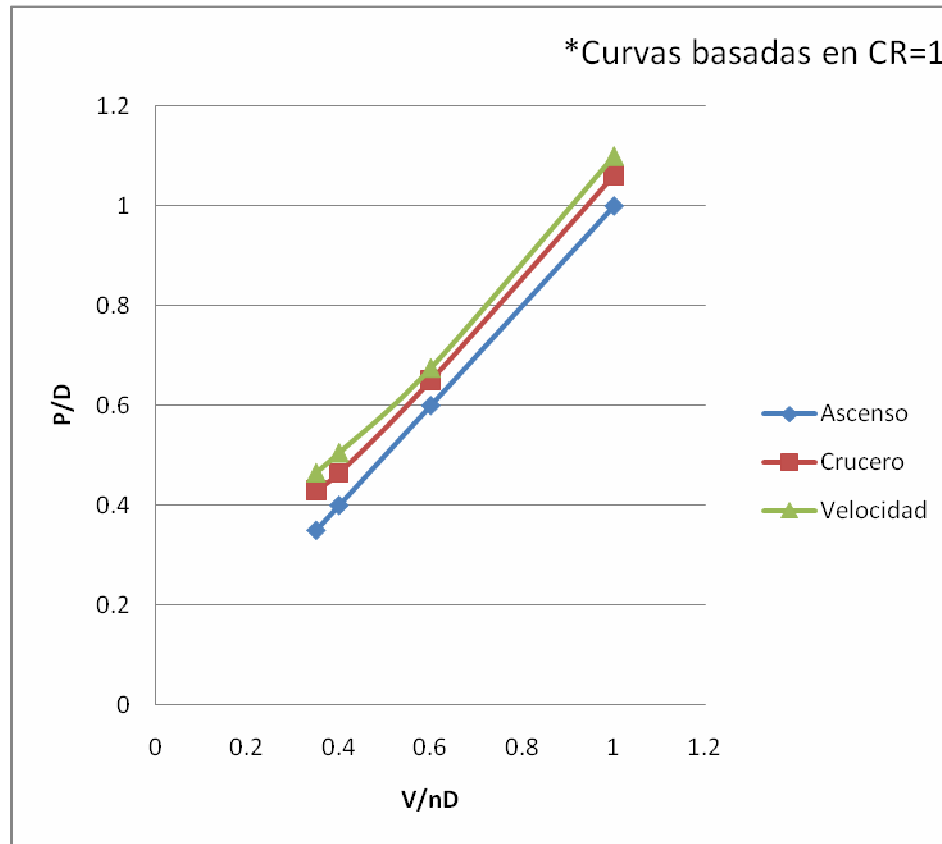
Las condiciones de operación de cualquier propulsor dependen de la velocidad de avance, de las revoluciones y del diámetro de este. Estas variables son agrupadas en un coeficiente adimensional llamado función de deslizamiento,

$$\frac{V}{nD} = 88 * \frac{MPH}{(RPM * D)}$$

Donde la velocidad de avance es MPH , las revoluciones RPM y el diámetro D .

Este coeficiente es usado para realizar el cálculo de la relación Paso-Diámetro Aproximado (P/D_{aprox}), además del propósito para el cual va a ser utilizada la hélice, tales como Ascenso, Crucero y Velocidad, y de la relación de curvatura (CR) ingresada por el usuario. Para hallar esta relación fue necesario convertir la figura 9 en una ecuación para cada uno de los propósitos.

Figura 9. Combinaciones de P/D y V/nD para Ascenso, Crucero y Velocidad.



Fuente: (Weick, 1926)

Las ecuaciones conseguidas fueron:

Ascenso

$$\frac{P}{D}_{aprox} = \frac{V}{nD} - \frac{(CR - 1)}{10}$$

Crucero

$$\frac{P}{D}_{aprox} = -0.1035 \left(\frac{V}{nD}\right)^3 + 0.3642 \left(\frac{V}{nD}\right)^2 + 0.6396 \left(\frac{V}{nD}\right) + 0.1606 - \frac{CR - 1}{10}$$

Velocidad

$$\frac{P}{D} \text{ approx} = -0.1184 \left(\frac{V}{nD} \right)^3 + 0.4977 \left(\frac{V}{nD} \right)^2 + 0.4892 \left(\frac{V}{nD} \right) + 0.2352 - \frac{CR - 1}{10}$$

Ahora teniendo $\frac{P}{D} \text{ approx}$ y $\frac{V}{nD}$ se halla $1-s$, donde s es el deslizamiento nominal pero que por motivos de diseño y análisis se ha encontrado más conveniente usar $1-s$.

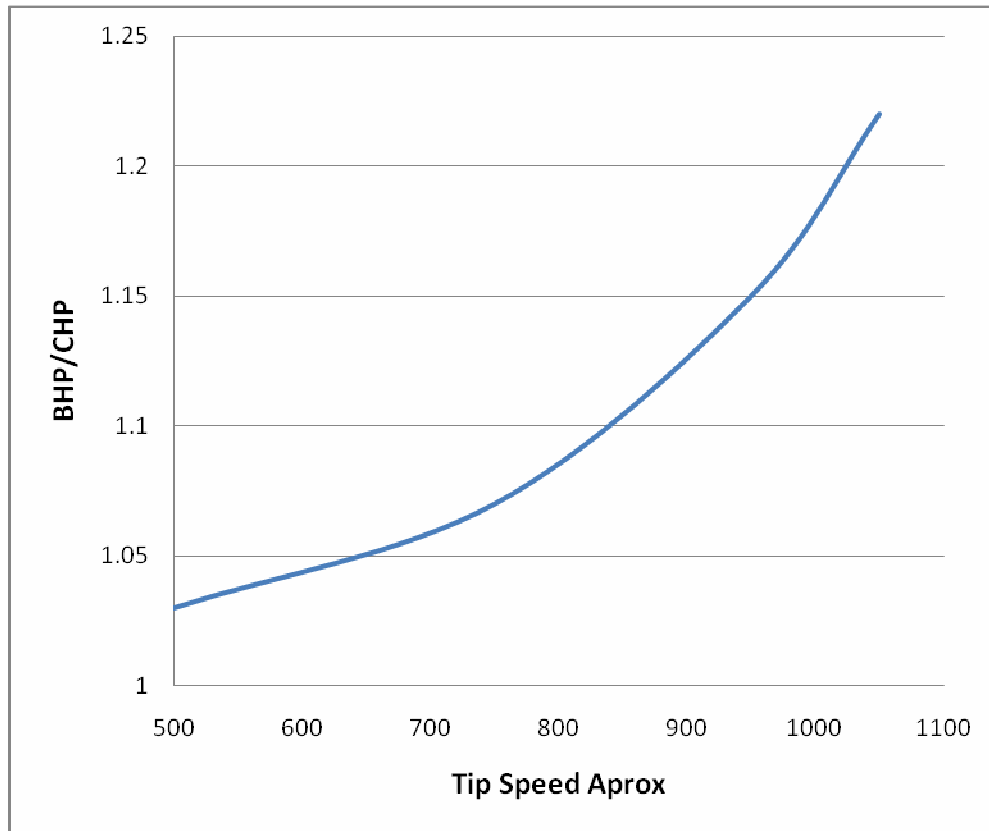
$$1 - s = \frac{\frac{V}{nD}}{\frac{P}{D} \text{ approx}}$$

Paralelamente se puede calcular la velocidad máxima aproximada utilizando las revoluciones y el diámetro de la hélice.

$$T \text{ speed approx} = 0.052356 * RPM * D$$

Con este valor se halla la relación entre la potencia al freno o crucero del motor (BHP) y la potencia considerando el factor de forma, el cual depende de la velocidad máxima, de la interferencia del fuselaje y de la distorsión de la hélice, pero que para el caso nuestro va a tener un valor de 1 porque se trabajan hélices Navales Estándar. Para hallar esta relación fue necesario convertir la figura 10 en una ecuación.

Figura 10. Factor de potencia para hélices.



Fuente: (Weick, 1926)

La ecuación conseguida fue la siguiente:

$$\frac{BHP}{CHP} = 1.7424 * 10^{-12} * TipSpeedaprox^4 - 4.742 * 10^{-9} * TipSpeedaprox^3 + 5.21 * 10^{-6} * TipSpeedaprox^2 - 2.482 * 10^{-3} * TipSpeedaprox + 1.452$$

Con esto se puede ahora calcular la potencia al torque (QHP) mediante la siguiente expresión,

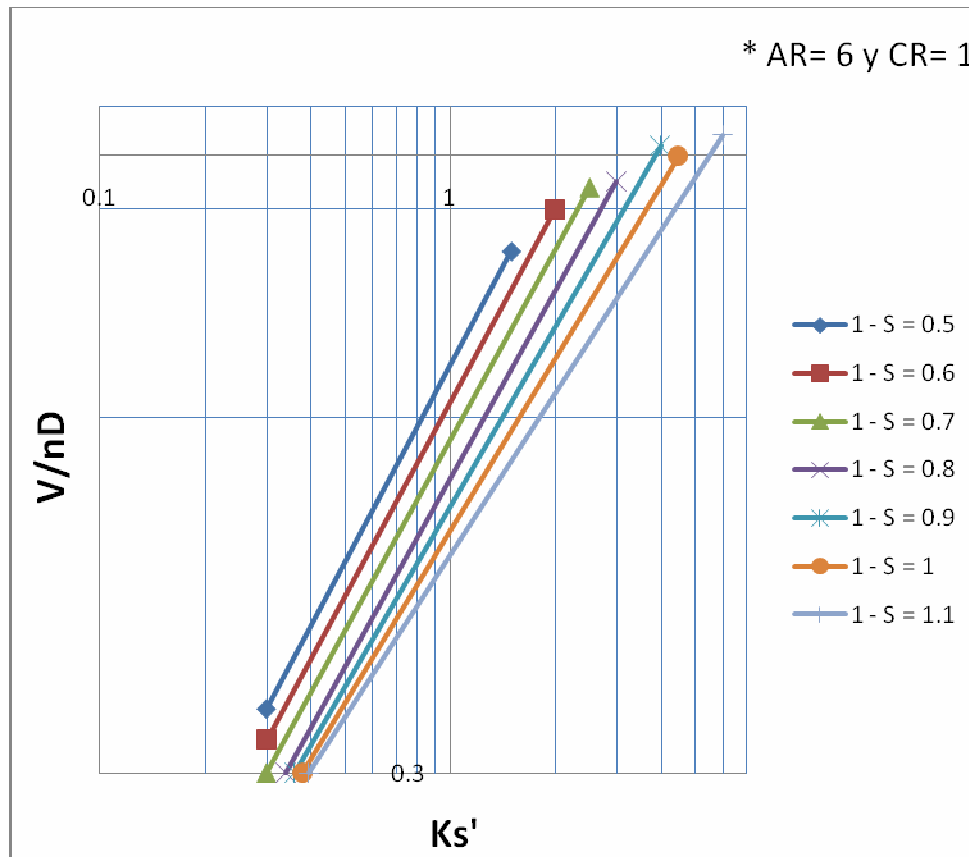
$$QHP = \frac{BHP}{FormFactor * \left(\frac{BHP}{CHP}\right)}$$

Seguido a esto se halla el coeficiente de velocidad – potencia (K_s) mediante la siguiente ecuación,

$$K_s = 0.325 * \sqrt{\frac{MPH^5}{QHP * RPM^2}}$$

Después de todos los cálculos anteriores se hallara el coeficiente de velocidad y potencia para hélices de $AR= 6$ y $CR= 1$ (K_s'), el cual se halla mediante la figura 11 que tiene en el eje de ordenadas la función de deslizamiento (V/nD) y el deslizamiento nominal ($1-s$), y en el eje de abscisas el coeficiente de velocidad – potencia K_s' .

Figura 11. Coeficiente de velocidad – potencia para análisis de hélices.



Fuente: (Weick, 1926)

Sin embargo, para el desarrollo en nuestro software se transformo esta grafica a una iteración, la cual toma rangos de valores del deslizamiento nominal y a cada uno de estos se aplican distintas ecuaciones que representan la relación de la función de deslizamiento (V/nD) y el deslizamiento nominal ($1-s$) con el coeficiente de velocidad – potencia Ks' .

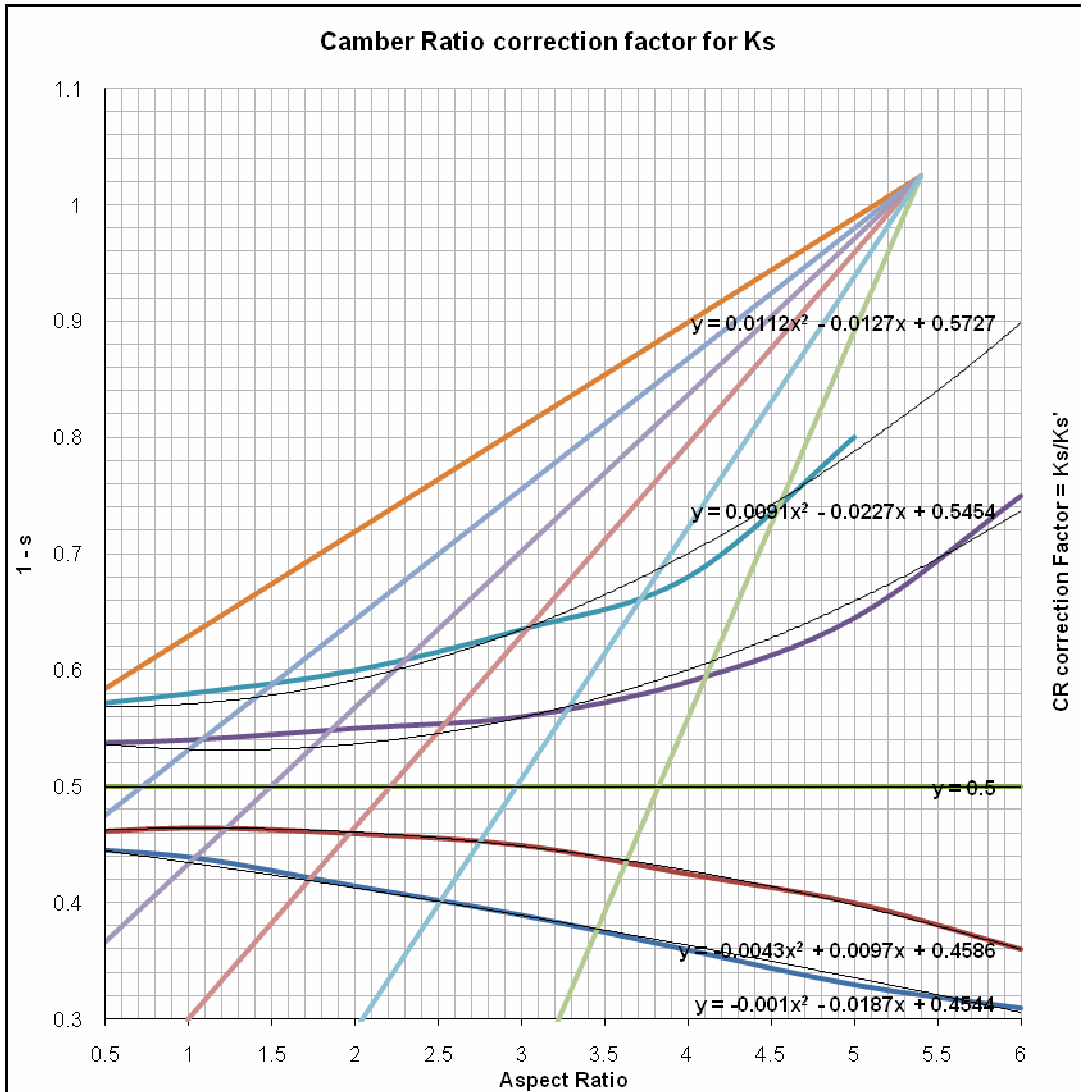
3.1.3 Cálculo de la relación de curvatura corregida

Siguiendo con el desarrollo del diseño, el siguiente paso resulta ser el calculo de la relación o diferencia entre el Ks y el Ks' , es decir, entre el coeficiente de velocidad – potencia y el coeficiente de velocidad – potencia para una hélice de $AR= 6$ y $CR= 1$. Esta relación da como resultado la corrección total, es decir, la corrección de la relación de aspecto (AR) por la corrección de la relación de curvatura (CR).

$$AR_{\text{corregido}} * CR_{\text{corregido}} = \frac{K_s}{K_s'}$$

Seguido a esto se halla la corrección de la relación de curvatura ($CR_{\text{corregido}}$), la cual se halla mediante la figura 12 que tiene en el eje de ordenadas el deslizamiento nominal ($1-s$), la relación Paso – Diámetro aproximado (P/D_{aprox}) y la relación de curvatura (CR), y en el eje de abscisas la corrección de la relación de curvatura ($CR_{\text{corregido}}$).

Figura 12. (1 – s) Vs. Relación de aspecto.



Fuente: (Weick, 1926)

Sin embargo, para el desarrollo en nuestro software se transforma esta grafica a una iteración que se divide en 2 bloques. El primero consiste en tomar rangos de valores de la relación Paso – Diámetro aproximado (P/D_{aprox}) y relacionarlos mediante ecuaciones con el deslizamiento nominal (1-s). El segundo bloque iterativo relaciona los resultados obtenidos del primer bloque con rangos de la relación de curvatura (CR), que al final me dará la corrección de la relación de curvatura ($CR_{corregido}$).

3.1.4 Cálculo del paso de la hélice

Para dar por finalizado el diseño geométrico se debe calcular el paso (P) de la hélice, el cual brinda un dimensionamiento inicial del propulsor junto con el diámetro.

Para llegar a esto se calcula primero la corrección de la relación de aspecto ($AR_{\text{corregido}}$) mediante la siguiente expresión:

$$AR_{\text{corregido}} = \frac{AR_{\text{corregido}} * CR_{\text{corregido}}}{CR_{\text{corregido}}}$$

Continuando con los cálculos se halla una relación de aspecto final dada por la corrección de la relación de aspecto desarrollada anteriormente, mediante la siguiente fórmula:

$$AR_{\text{Fijo}} = 3.8354 * AR_{\text{corregido}}^3 - 5.2327 * AR_{\text{corregido}}^2 + 11.61 * AR_{\text{corregido}} - 4.2082$$

Ahora se debe calcular la relación Paso – Diámetro (P/D) mediante la función de deslizamiento (V/nD) y el deslizamiento nominal ($1-s$), utilizando la siguiente expresión:

$$\frac{P}{D} = \frac{\frac{V}{nD}}{1-s}$$

Para finalizar con el cálculo del paso de la hélice (P),

$$P = D * \frac{P}{D}$$

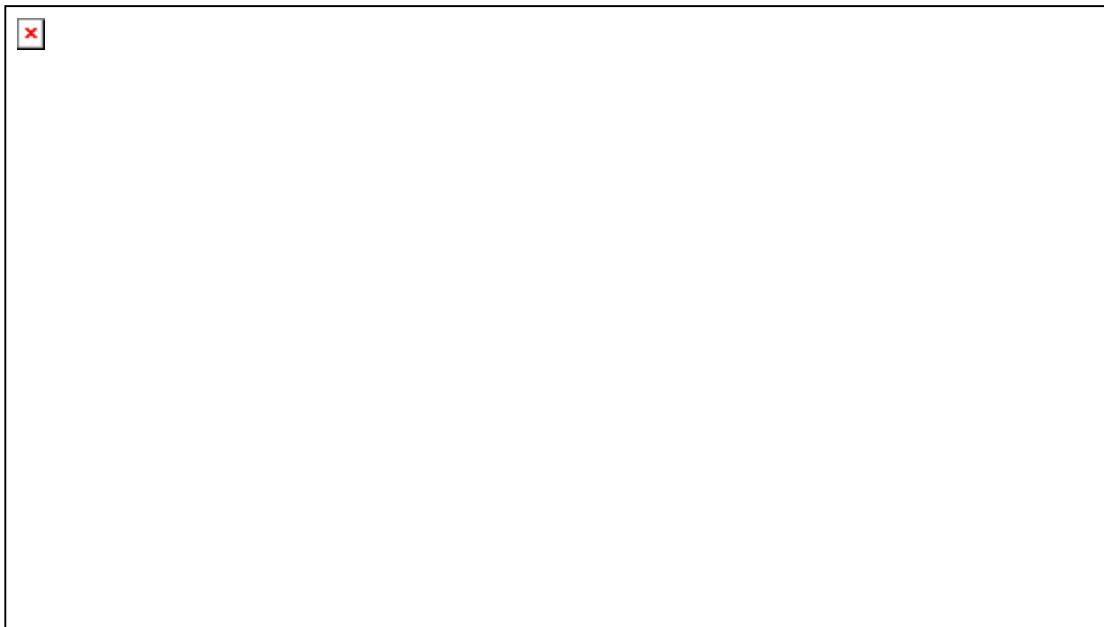
Con el valor del paso de la hélice conocido se puede seguir con el diseño de este dispositivo, ahora a un nivel más profundo y específico, conocido como diseño complementario.

3.2 DISEÑO COMPLEMENTARIO

El desarrollo de este segmento de diseño de la hélice incluye expresiones que dan un dimensionamiento total de la hélice, generalmente por secciones o estaciones a lo largo de la hélice. Entre estas expresiones se encuentran pasos, ángulos y puntos de cada una de las estaciones o secciones de la hélice.

La hélice se subdivide en 8 estaciones, al 0%, 15%, 30%, 45%, 60%, 75%, 90% y 100%. Donde al 0% se encuentra el centro del cubo de la hélice, al 15% el primer perfil de la hélice como tal y al 100% el perfil final de la hélice. Para un mejor entendimiento véase la figura 13.

Figura 13. Hélice dividida en siete estaciones.



Fuente: Autores

3.2.1 Cálculo de pasos para cada estación

Para llevar a cabo el cálculo de los pasos para cada una de las estaciones y propósitos de la hélice, se utiliza la sección al 75% del radio de la hélice ya que en esta se logran las curvas máximas de torque y empuje, mientras hay una relación constante entre esta estación y el área total de la curva de empuje o torque.

Además de trabajar solo con la estación al 75% del radio de la hélice, se utiliza la relación de aspecto (AR), el diámetro de la hélice en pies y en pulgadas y el paso.

El primero de los términos a calcular es el ángulo de la pala (ϕ_B), mostrado en la figura 14 y el cual se determina mediante la siguiente expresión:

Figura 14. Representación del ángulo de pala (ϕ_B).

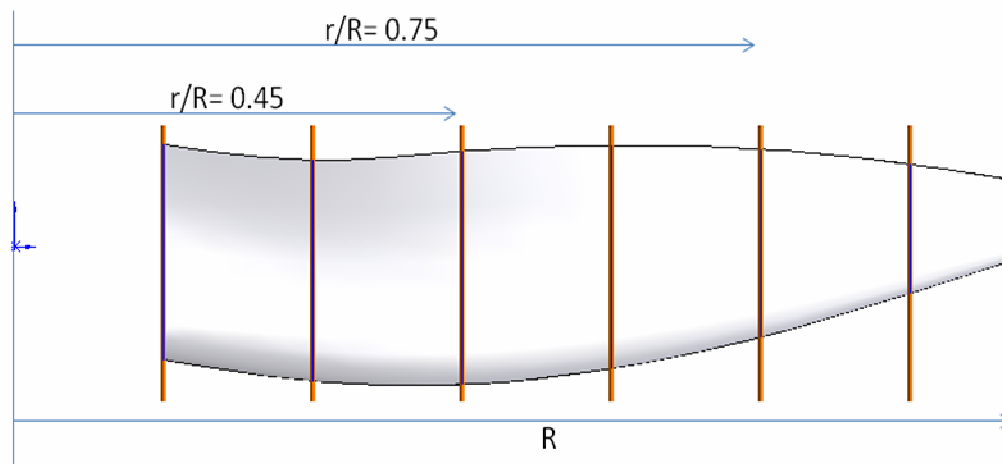


Fuente: (Weick, 1926)

$$\varphi_B = \tan^{-1} \frac{P}{2\pi r}$$

Donde r es el radio o distancia a cualquier estación de la pala. Este término se encuentra representado en la figura 15.

Figura 15. Representación del radio de la pala.

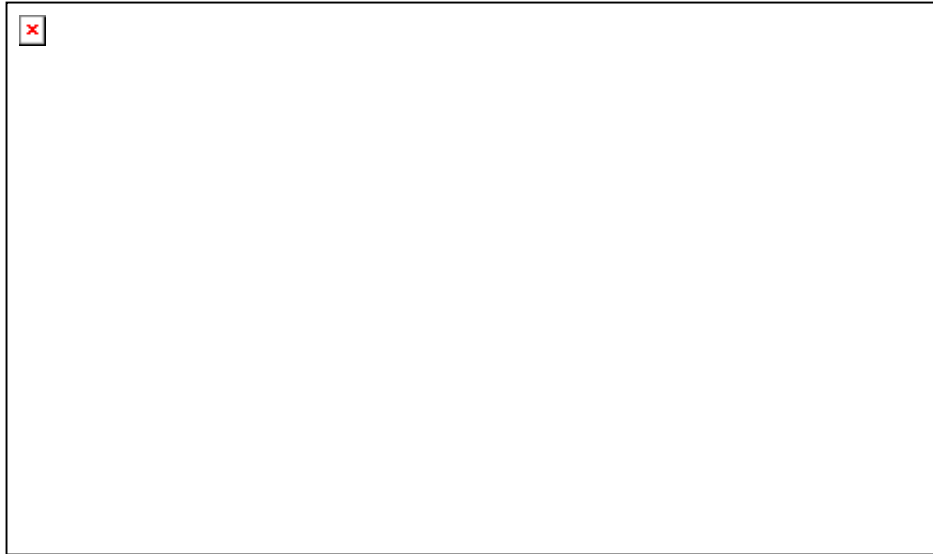


Fuente: Autores

Luego se debe calcular el ángulo que hace la pala con un plano perpendicular al eje de la hélice (φ), mostrado en la figura 16 y desarrollado mediante la siguiente ecuación:

$$\varphi = \tan^{-1} \frac{PPS}{2\pi r * RPS}$$

Figura 16. Representación del ángulo (φ).



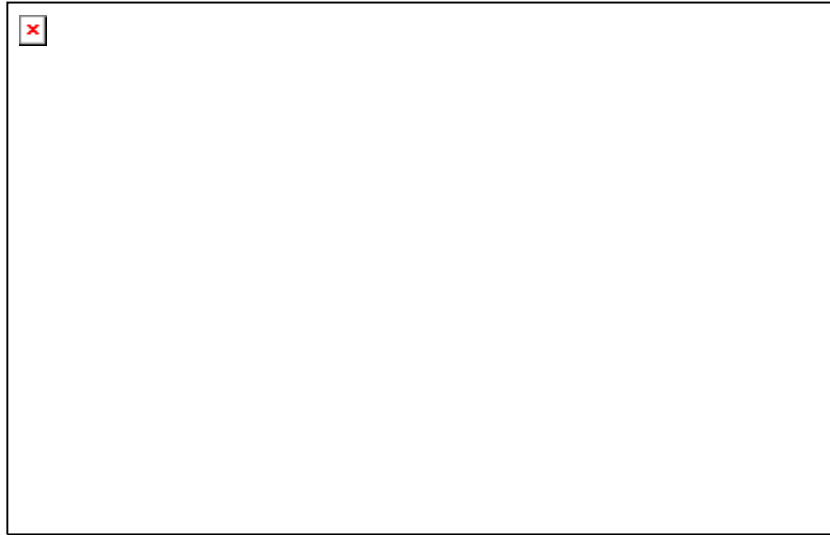
Fuente: (Weick, 1926)

Donde PPS es la velocidad de avance (MPH) en pies por segundo y RPS son las revoluciones máximas desarrolladas por el motor de la hélice en revoluciones por segundo.

Seguido a esto se halla el ángulo de ataque aparente de la sección (α), mostrado en la figura 17 mediante una simple resta entre el ángulo de la pala (φ_B) y el ángulo que hace la pala con un plano perpendicular al eje de la hélice (φ).

$$\alpha = \varphi_B - \varphi$$

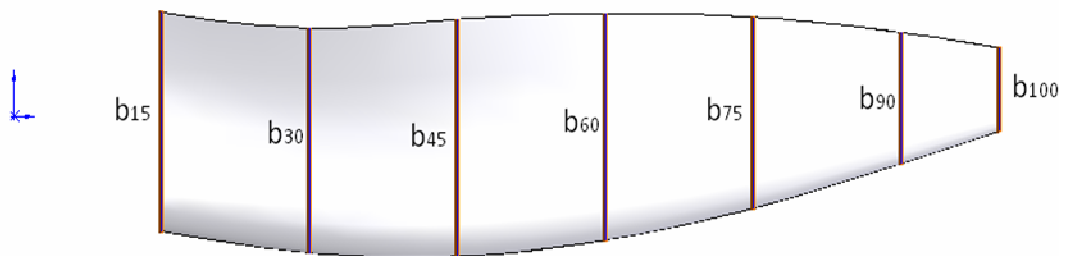
Figura 17. Representación del ángulo de ataque aparente de la sección (α).



Fuente: (Weick, 1926)

Con esto terminamos el direccionamiento de la pala de la hélice, para continuar con el cálculo de los anchos de la pala (b) en cada una de las estaciones, representados en la figura 18.

Figura 18. Representación de los anchos de pala.



Fuente: Autores

Estos cálculos se realizan basándose en el ancho de la pala al 45% mediante la siguiente expresión:

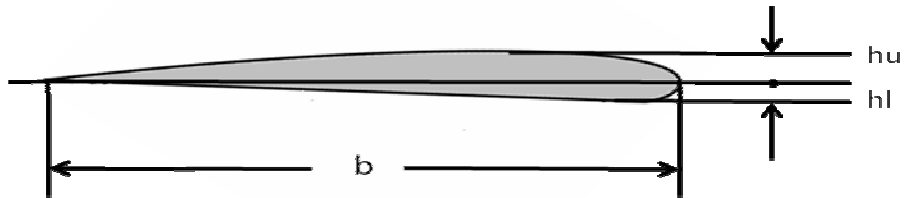
$$b_{45} = \frac{D}{AR * NoPalas}$$

Donde D es el diámetro de la hélice en pulgadas y $NoPalas$ es el numero de palas de la hélice.

Este término nos permite calcular el valor de los anchos de pala de cada una de las demás estaciones, multiplicando este por distintas constantes dependiendo del ancho de la sección que se quiera calcular. Estas constantes pueden ser observadas en la figura 4.

Siendo estos términos conocidos, se puede pasar a calcular la máxima curvatura superior (hu) e inferior (hl) para cada una de las estaciones. El significado físico de estas expresiones se muestra en la figura 19.

Figura 19. Representación de la curvatura superior e inferior.

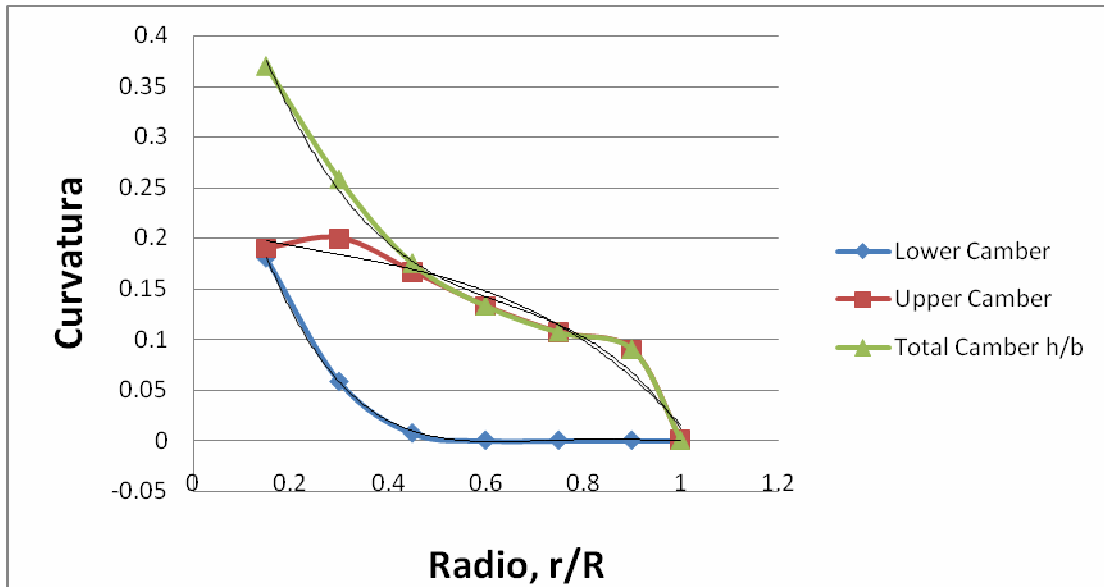


Fuente: (Weick, 1926)

La máxima curvatura superior (hu) e inferior (hl) para cada estación depende directamente de la relación de curvatura (CR), del ancho de pala (b) de la

sección correspondiente y de una constante particular para cada una de las estaciones y cuya representación se puede observar en la figura 20.

Figura 20. Curvas de curvaturas para un CR= 1.



Fuente: (Weick, 1926)

Ahora es necesario hallar los centros de gravedad (CG) de los perfiles de cada una de las estaciones, para los 2 ejes en los que se encuentre representado este. En nuestro caso fueron el eje X y el Y.

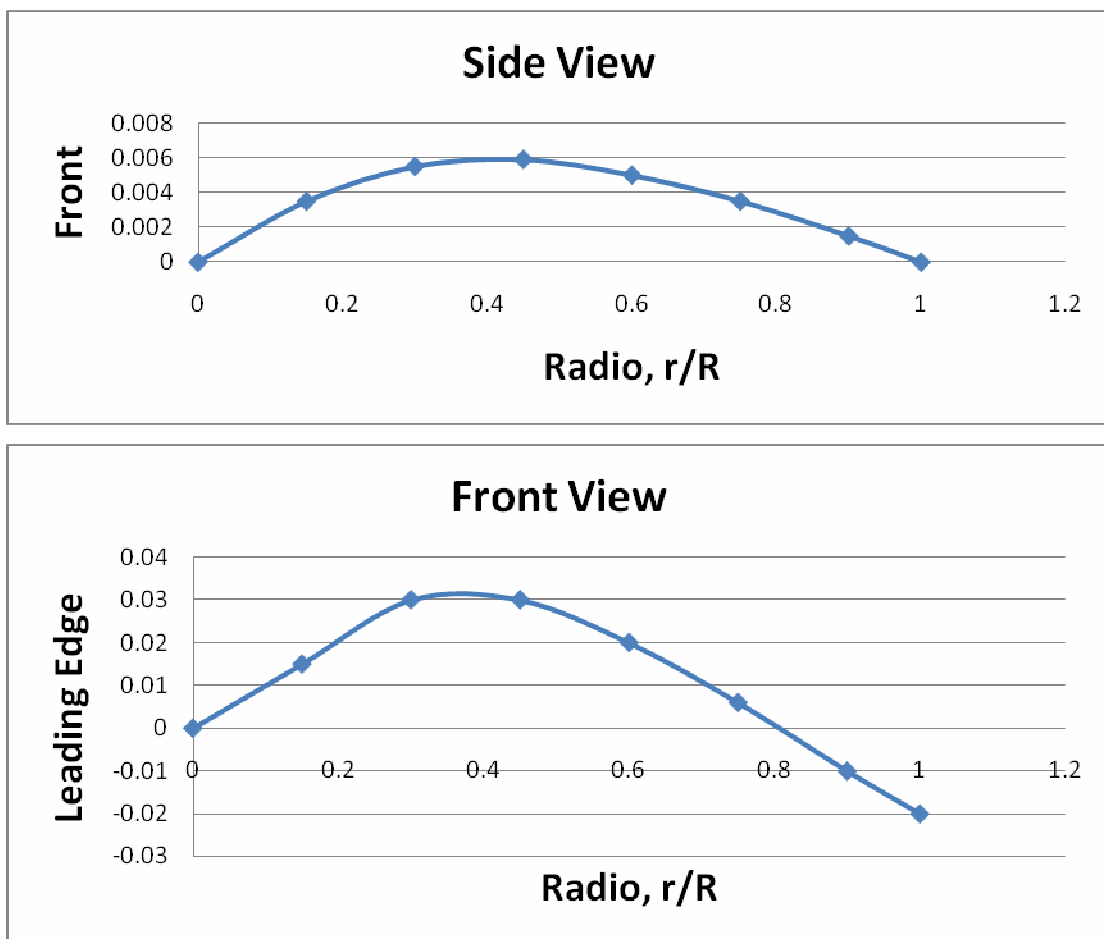
Los centros de gravedad de cada una de las secciones en el eje X (CG_x) dependerán de los anchos de pala (b) correspondientes y de una constante particular para cada una de estas derivadas de la forma del perfil de la estación.

Por otro lado, los centros de gravedad en el eje Y (CG_y) obedecerán a los valores de la máxima curvatura superior (h_u) e inferior (h_l) correspondientes a cada una de las secciones y a unas constantes que son función de la forma del perfil de la estación.

Como complemento a estos centros de gravedad en el eje X y Y, se deben hallar otros centros de gravedad para la vista frontal (*PFCG*) y lateral (*PLCG*) de cada una de las estaciones de la hélice.

Estos dependerán del radio de la hélice y de unas constantes representadas en la figura 21.

Figura 21. Trayectoria de los centros de gravedad de las secciones.

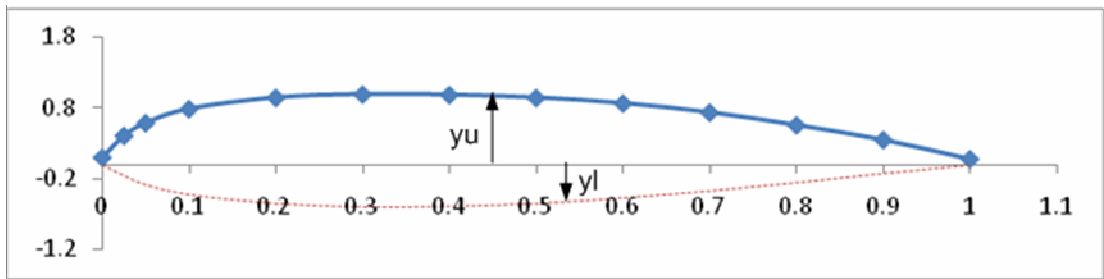


Fuente: (Weick, 1926)

A continuación se hallan los puntos que forman los perfiles normales para cada una de las estaciones. Estos perfiles son denominados normales debido a que no se encuentran en su posición final, no tienen influencia de

ningún tipo de ángulo que los gire respecto a un plano de referencia. Estos puntos definen la forma del perfil, más no su ubicación. Para dar una idea de lo que me representan los puntos que se hallan en la dirección X como eje central y en las direcciones Y superior (y_u) e inferior (y_l), se puede observar la figura 22.

Figura 22. Sección de pala estándar de la Marina R.A.F. No. 6 Modificada.



x	0	0.025	0.05	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1
Y(x)	0.1	0.41	0.59	0.79	0.95	0.998	0.99	0.95	0.87	0.74	0.56	0.35	0.077

Fuente: (Weick, 1926)

Los puntos en el eje X para cada una de las estaciones dependerán del ancho de pala (b) y del centro de gravedad en X, correspondiente a cada sección. Mientras que los puntos en la ordenada Y superior (y_u) e inferior (y_l) obedecerán a la máxima curvatura superior (h_u) e inferior (h_l), respectivamente, además de los centros de gravedad en Y, correspondientes a cada estación.

Como ejemplo de las ecuaciones utilizadas para determinar estos puntos iniciales, se muestra a continuación un grupo de expresiones que me definen la ubicación de un punto en el eje X y en las direcciones Y superior (y_u) e inferior (y_l) para la estación al 15%.

$$X_{15} = b_{15} * 0.01 - CG_{X15}$$

$$y_{u_{15}} = hu_{15} * 0.25 - CG_{Y15}$$

Para continuar con el cálculo de los pasos para cada estación se debe determinar la velocidad para un mejor ángulo de ascenso (V_x).

La velocidad para un mejor ángulo de ascenso (V_x) depende del peso que tiene el dispositivo de vuelo completo (*Peso*), que para nuestro caso será el paramotor, y del área del ala (*Wing area*) que será el área del paracaídas totalmente abierto⁵, ambos en unidades métricas. La ecuación utilizada para llevar a cabo este cálculo es la siguiente:

$$V_x = \sqrt{\frac{\text{Peso}}{\text{Wingarea} * 16}} * 3.6$$

Con los términos anteriores conocidos es posible determinar el paso para cada una de las estaciones y propósitos de vuelo correspondientes. Estas ecuaciones se encuentran relacionadas entre sí y dependen del paso de la hélice (P), de la velocidad angular máxima (RPM_{max}) y de la velocidad para un mejor ángulo de ascenso (V_x).

3.2.2 Cálculo de ángulo de pala para cada estación

El cálculo del ángulo de pala (ϕ_B) para cada estación es un procedimiento similar al realizado con los pasos de cada una de las estaciones. Así como se definió el paso en cada uno de los perfiles correspondientes a cada estación, se debe hacer lo mismo con el ángulo de pala. En la figura 14 se observa la representación del ángulo de pala para una estación determinada.

⁵ www.nova-wings.com

La expresión utilizada para calcular el ángulo de pala al 15% es la siguiente:

$$\varphi_{B15} = \frac{Paso_{15}}{D * \pi * 0.15}$$

Las ecuaciones manejadas para las demás estaciones varían al utilizar el paso y la constante correspondiente a la estación.

3.2.3 Cálculo de puntos de cada estación

Finalmente para terminar con nuestro diseño se deben hallar los puntos que formaran cada estación. Tenemos un total de 28 puntos para cada una de las secciones, los primeros 14 conformando la curva superior y los otros 14 la curva inferior. Cada uno de estos puntos tienen su respectiva ubicación en el eje X y el Y.

Estos puntos dependen de los puntos hallados anteriormente que formaban el perfil normal y del ángulo de pala (φ_B) para cada estación, además de estar relacionados entre sí.

Como ejemplo de las ecuaciones utilizadas para determinar los puntos, se muestra el siguiente par de expresiones que define un punto de la curva superior del perfil de la estación al 15%.

$$XU_{15} = \frac{\cos \left[\left(\tan^{-1} \frac{YU_{15}}{X_{15}} \right) - \varphi_{B15} \right] * X_{15}}{\cos \left[\left(\tan^{-1} \frac{YU_{15}}{X_{15}} \right) \right]}$$

$$YU_{15} = \tan \left[\left(\tan^{-1} \frac{YU_{15}}{X_{15}} \right) - \varphi_{B15} \right] * XU_{15}$$

Los puntos generados en el eje X se deben girar según el centro de gravedad de la vista frontal y los generados en el eje Y se giran según el centro de gravedad de la vista lateral. A continuación se muestran las ecuaciones correspondientes.

$$XU_{R15} = XU_{15} - PFCG_{15}$$

$$YU_{R15} = YU_{15} + PLCG_{15}$$

Por último se tiene en cuenta el sentido de giro de la hélice. Para un giro antihorario los puntos hallados inmediatamente anterior se mantienen iguales, mientras que para un giro horario (pala ataca el aire en sentido contrario) los puntos cambian su ubicación con respecto a un plano XY, al ser multiplicados por -1.

4. PROCESO DE DISEÑO DEL SOFTWARE “UIS – Propeller 1.0”

El aprovechamiento de las herramientas con las que cuenta la Escuela de Ingeniería Mecánica de la UIS es parte primordial en el desarrollo de alternativas rápidas para el diseño y cálculo de piezas mecánicas, con niveles altos de confiabilidad y con la posibilidad de un cotejo de la información frente a cálculos manuales sencillos y alternativas de solución existentes.

De este modo, la verificación de los resultados obtenidos en el diseño de hélices para aeronaves ultralivianas puede ser fácilmente realizada con hélices previamente manufacturadas y con características de rendimiento y eficiencia esperadas similares.

La etapa inicial de la programación del software de cálculo requiere de la organización de los datos obtenidos y de los resultados requeridos de una manera ordenada, por lo cual se elabora un pseudocódigo en donde se muestran los pasos requeridos para obtener la hélice virtual hasta el paso previo a su inclusión en el software CAD.

Debido al alto número de propiedades físicas, tanto de la aeronave como del medio en el que opera y de las características de operación y funcionamiento del propulsor, una gran cantidad de variables deben ser tenidas en cuenta en el diseño de la hélice, es por ello que dichas variables son declaradas de una manera ordenada y explicativa para ser identificadas y ubicadas fácilmente durante el procedimiento de cálculo.

Como resultado de la programación en Microsoft Visual Studio 2005 se obtiene una serie de puntos que deben ser transferidos al software CAD, y que a su vez, son incluidos en un procedimiento en el software desarrollado.

En este trabajo de grado se realiza un diseño progresivo en el cual se pueden identificar tres etapas fundamentales de desarrollo, las cuales son:

- Diseño y programación de la herramienta software de cálculo,
- Conexión y Desarrollo de la hélice en software CAD, y
- Conexión y Manufactura de la hélice mediante un software CAM y una máquina de CNC.

4.1 PROGRAMACIÓN INICIAL DEL SOFTWARE

La etapa inicial del desarrollo del software orientado hacia la manufactura de una hélice requiere enumerar las variables de entrada requeridas para el diseño, y, asimismo darles un nombre específico de programación que se mantenga en un registro manual de avance del código programado, es por ello que durante la elaboración del pseudocódigo se generó un documento separado en donde se especifica el nombre real de la variable, el nombre en código y el tipo de dato que constituye, esto es, variable o constante.

En el pseudocódigo realizado se trazan las ecuaciones requeridas para los cálculos iniciales y las respectivas ecuaciones empleadas durante el procedimiento.

Previo a la programación de la herramienta software se hace necesario realizar un bosquejo inicial de los objetos que se planean utilizar en el desarrollo del programa, estos son, botones, celdas de acceso, botones de chequeo, etc., en síntesis, objetos de Microsoft Visual Basic. De este modo

se esboza inicialmente una ventana de acceso al usuario básica, como se muestra en la figura 23, con el fin de disponer de la información de entrada y los botones de ejecución planeados en el pseudocódigo.

Figura 23. Versión inicial de la ventana de acceso al usuario.

The screenshot shows a software window titled 'Propeller' with a tab labeled 'Calculos Iniciales' and 'TabPage2'. The interface contains the following input fields and controls:

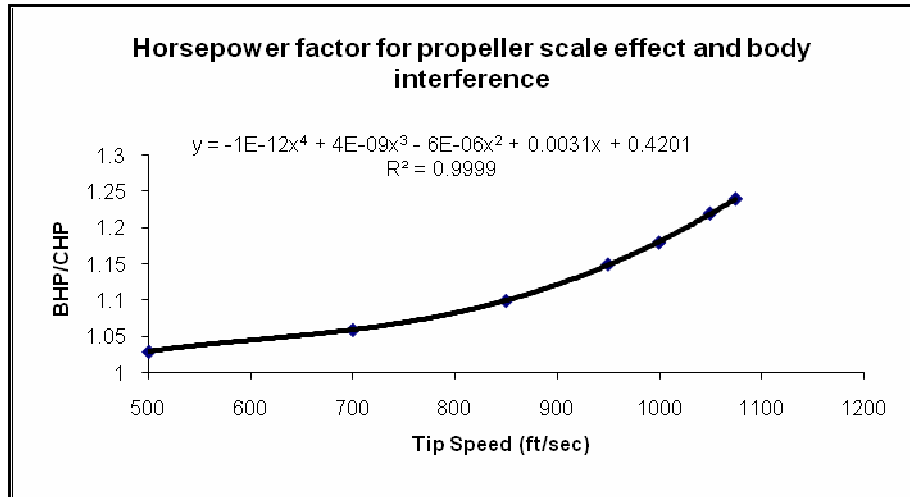
- Unidades: S. Americano (dropdown)
- Aeronave: Nombre de la Aeronave (text box)
- Proposito: Estandar (dropdown)
- Motor: Ref # (text box)
- Potencia (HP) @ Crucero: 148 (text box) HP
- Potencia (HP) @ Max. RPM: 150 (text box) HP
- RPM @ Crucero: 2200 (text box) RPM
- RPMmax: 2500 (text box) RPM
- Vel. de avance: 172 (text box) MPH
- Diametro: 77 (text box) pulgadas
- Diametro Fijo: Si No
- Camber Ratio: 1.2 (text box) [Diseñar button]
- Aspect Ratio: 6 (text box)
- Numero de Palas: 2 (dropdown)
- Material: Aluminio (dropdown)
- Sentido de Giro: Horario Antihorario
- Peso: 1970 (text box) lb
- Wing Area S: 131.6 (text box) sq.ft
- [Generar Documento button]

Fuente: Autores

Durante el desarrollo de esta etapa se requiere transformar las gráficas obtenidas de las referencias bibliográficas en ecuaciones polinomiales, y en algunos casos convertir estas gráficas en procedimientos de interpolación. Es el caso del factor BHP/CHP Vs. Velocidad de extremo de pala, cuya ecuación se observa en la figura 24 junto con la gráfica de origen. Asimismo,

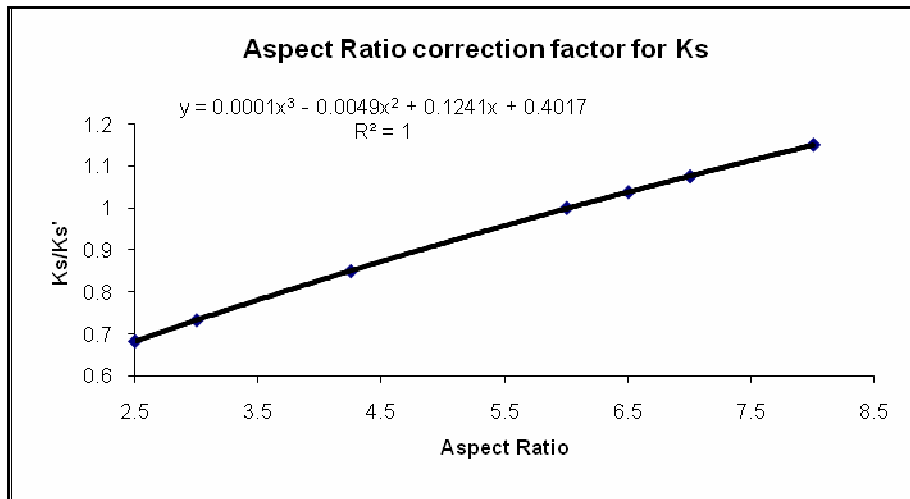
otras gráficas son transformadas en ecuación como se puede observar en las figuras 25 y 12.

Figura 24. Factor BHP/CHP Vs. Velocidad de extremo de pala.



Fuente: (Weick, 1926)

Figura 25. Ks/Ks' Vs. Relación de aspecto.



Fuente: (Weick, 1926)

Los datos de entrada para la herramienta diseñada se acotan dentro de parámetros de funcionamiento de la aeronave, que usualmente son de conocimiento del usuario que requiere construir la hélice para un equipo de vuelo ultraliviano. Dichos parámetros son: Unidades de trabajo, Nombre de la aeronave, Propósito, Referencia del motor, Potencia de crucero, Potencia a máxima velocidad, Velocidad angular de crucero, Velocidad angular a máxima velocidad, Velocidad de avance, Diámetro del propulsor (fijo o variable), Relación de curvatura de la hélice, Relación de aspecto de la hélice, Numero de palas, Material, Sentido de giro, Peso de la aeronave y Área de ala. Como se puede observar algunos de los parámetros son constantes y se utilizan para la muestra de resultados finales.

En esta etapa se tiene en cuenta si el diámetro del propulsor ha de ser variable o constante, es decir, si está limitado a un valor entregado por el usuario, o si dicho valor es una referencia máxima de diámetro. Por lo anterior, los procedimientos varían según sea el caso, por ejemplo, en el caso de diámetro variable los cálculos son realizados en dos repeticiones completas debido a la incertidumbre, con el fin de verificar los valores obtenidos y, lo más importante, repasar las iteraciones realizadas y los valores obtenidos de la interpolación de ecuaciones provenientes de gráficas. Además de lo anterior en esta etapa se tiene en cuenta el propósito deseado de la aeronave para la construcción del propulsor, debido a que los valores de algunas variables cambian según sea el caso: vuelo de ascenso, vuelo estándar, vuelo de crucero, o vuelo de velocidad.

Los cálculos iniciales constituyen la etapa previa al cálculo de ángulos de hélice, pasos y determinación del diámetro (en caso de que este pueda ser variable) del propulsor, así como la referencia espacial con puntos de las coordenadas de los perfiles de cada una de las palas del propulsor.

4.2 PROGRAMACIÓN DE CÁLCULOS FINALES

Luego de realizar los cálculos iniciales, se ejecutan los cálculos secundarios, que son orientados, principalmente, hacia la averiguación de los valores para paso y diámetro requeridos en el diseño de la hélice, así como, la obtención de las coordenadas para cada uno de los perfiles de la hélice.

La hélice es dividida en siete estaciones, posicionadas con respecto al radio, al 15%, 30%, 45%, 60%, 75%, 90% y 100%, dicha división es como se muestra en la figura 13. Cada estación posee una serie de puntos que describen su curvatura de acuerdo al perfil R.A.F. No. 6 modificado, el cual se puede ver en la figura 23, junto a su caracterización tabulada con el valor de ordenada según la estación designada del perfil.

Los cambios e implementaciones realizados al programa en esta fase son de vital importancia, ya que, permiten al usuario, finalmente, realizar un proceso de diseño progresivo, con pasos de diseño iniciales y resultados parciales, para luego arrojar una hélice, y además tener la opción de agregar el cubo de dicha hélice. Aparte del desarrollo visual que posee el programa, el usuario también puede obtener los resultados separadamente en un archivo de texto para los cálculos iniciales y para cada uno de los perfiles de la hélice, brindando la posibilidad de comparar los resultados obtenidos con otros programas de diseño.

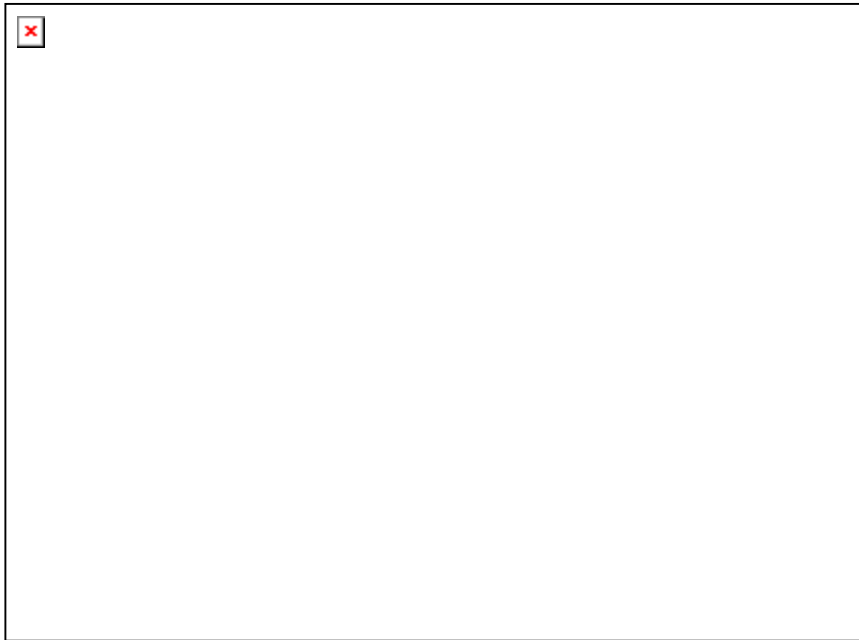
El software UIS–Propeller v.1.0 brinda al usuario la posibilidad de realizar un diseño progresivo de la hélice. El programa está diseñado y realizado para ser de fácil entendimiento, además de utilizar simplemente el computador en el proceso de diseño, es decir, ningún cálculo debe ser realizado manualmente para ser introducido en el programa. Con UIS–Propeller v.1.0 el usuario puede construir su propia hélice y ahorrar dinero, teniendo la posibilidad de evaluar el diseño anticipadamente en Solidworks para hacer

los ajustes constructivos necesarios con la confiabilidad de los cálculos computacionales basados en el trabajo realizado desde hace ya varios años en el campo de las hélices por parte de la NACA, y lo mejor, permite realizar un diseño específico para la máquina que se disponga.

Otra ventaja de la que se dispone es que no se debe contar con conocimientos avanzados sobre aerodinámica para usar este programa, ya que se requiere simplemente información primaria de la aeronave y del motor, y por lo demás el software hace el trabajo por el usuario. El desarrollo del software está basado en pruebas en túneles de viento con hélices reales fabricadas por la NACA. Así, se calcula de forma práctica, y basado en procedimientos experimentales una hélice muy segura. Adicionalmente, el programa brinda la posibilidad de que el usuario construya su hélice paso a paso con los archivos de texto o automáticamente solo con presionar un botón.

UIS-Propeller v.1.0 ofrece al usuario un ambiente agradable con zonas debidamente delimitadas en la ejecución del diseño, y con botones de ayuda en las zonas críticas de entrada de datos, para facilitar al usuario el reconocimiento de los datos, como se puede observar en la figura 26. Contrario a otros programas orientados hacia el mismo fin, UIS-Propeller v.1.0 ofrece la alternativa de construir una hélice basada en valores estimados de diámetro con posibilidad de variación; de este modo, se aconseja el diámetro de construcción idóneo, así como el paso de la hélice (Ver Anexo E).

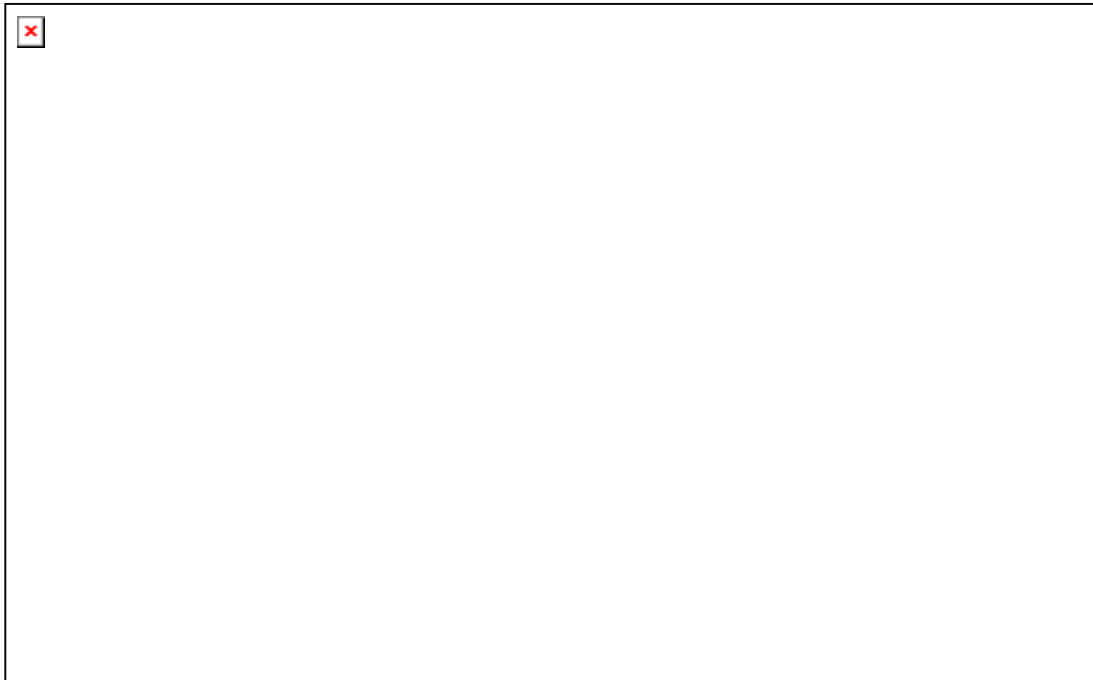
Figura 26. Ventana de entrada de datos y resultados iniciales.



Fuente: Autores

Otro de los valores agregados de UIS-Propeller v.1.0 es la posibilidad de agregar el cubo a la hélice construida (Ver figura 27), que en esta etapa inicial, se encuentra limitada a hélices de 2 palas, debido a la alta complejidad constructiva que implica agregar dicho cubo a la hélice. Para la inclusión del cubo en la hélice se hace necesario introducir parámetros geométricos del mismo, tales como, el espesor del cubo, el diámetro del cubo, el diámetro de ubicación de los pernos y el diámetro del orificio para los pernos. De este modo el cubo hace parte integral junto con las palas de la hélice.

Figura 27. Ubicación de la zona de datos de entrada para el cubo.



Fuente: Autores

El producto principal que se obtiene del diseño que realiza UIS-Propeller v.1.0 es la hélice, que es construida automáticamente en Solidworks mediante la integración del código escrito en Visual Basic con las operaciones de Solidworks mediante el uso de la herramienta API.

4.3 PROGRAMACIÓN API DE INTEGRACIÓN CON SOLIDWORKS

La totalidad del código está escrita en Visual Basic, por lo cual las operaciones que Solidworks debe realizar han de ser escritas en lenguaje de Visual Basic.

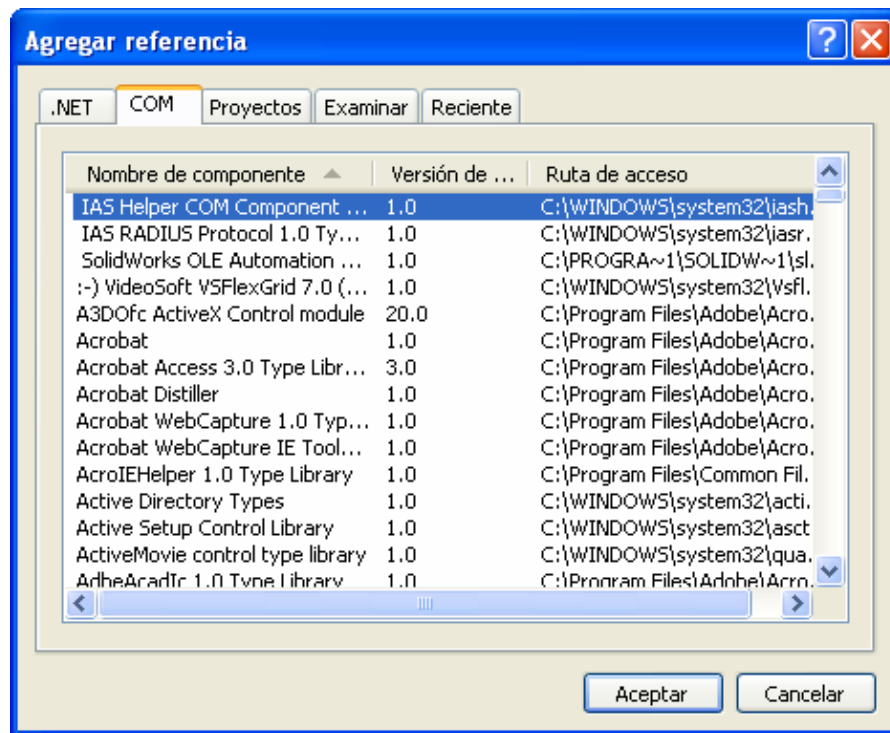
Básicamente, el desarrollo de la API se realiza en Solidworks mediante un proceso de grabación de macros, en donde se ordena al programa iniciar la

grabación de las operaciones antes de realizarlas manualmente para realizar la conversión de las operaciones en código apto para Visual Basic; por consiguiente, se desarrollan los pasos para construir la hélice en Solidworks y luego se evalúa el código obtenido con la herramienta “Editar Macro” de la barra de herramientas “Macro”, tal y como se muestra en la figura 5.

Para que el código obtenido de la macro de Solidworks sea útil en Visual Basic 2005, se debe realizar el llamado de las librerías correspondientes a las operaciones que ejecuta Solidworks. Para ejecutar este procedimiento se accede al menú “Proyecto” y se selecciona la opción “Agregar Referencia”, allí se ingresa en la pestaña COM, mostrada en la figura 28, y se seleccionan las librerías correspondientes de comunicación con Solidworks:

- SldWorks 2006 Type Library
- Solidworks 2006 Constant Type Library

Figura 28. Ventana “Agregar Referencia” con pestaña “COM” activada.

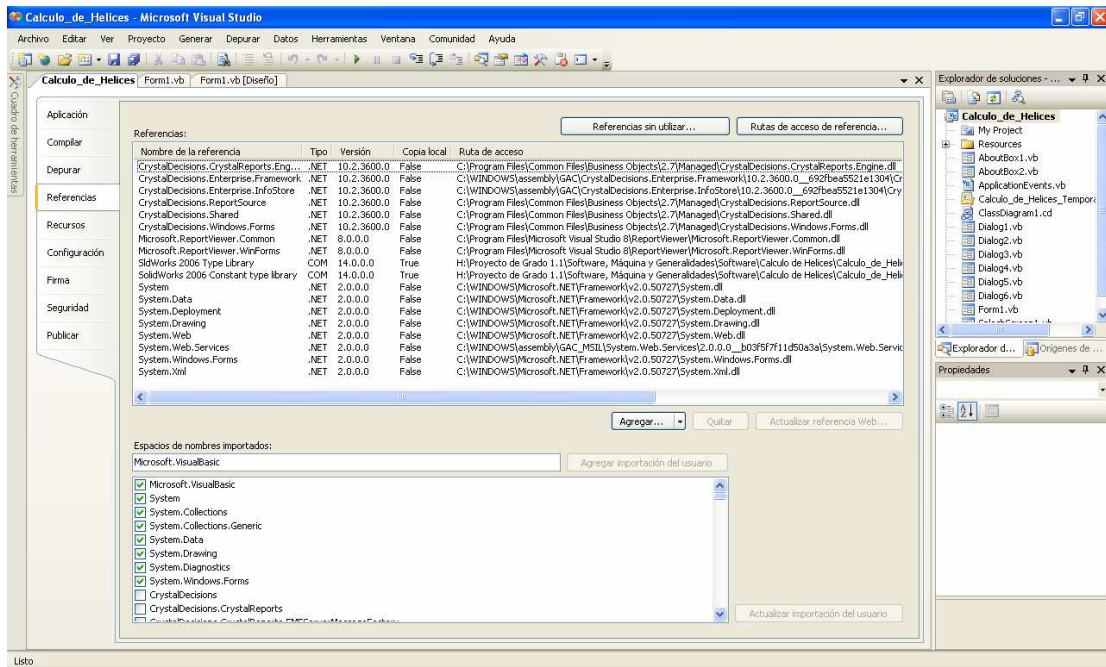


Fuente: Autores

En caso que se desee verificar, cambiar o eliminar alguna librería se ingresa al menú “Proyecto”, se selecciona la opción “Propiedades de *Nombre_del_Proyecto*” y se elige la pestaña “Referencias”, así se abre la ventana mostrada en la figura 29. Las librerías indicadas con tipo .NET son agregadas automáticamente por Visual Basic para la identificación de objetos de programación y visualización y es recomendable no eliminarlas con el fin de realizar una compilación de código rápida y con un número de errores reducido.

El proceso de diseño y programación del software termina con la inclusión del código en la API de Solidworks para la construcción de la hélice y el cubo. Ahora, es preciso aclarar y vislumbrar los resultados que se obtienen de la ejecución del software.

Figura 29. Propiedades del Proyecto con pestaña de referencias activa.



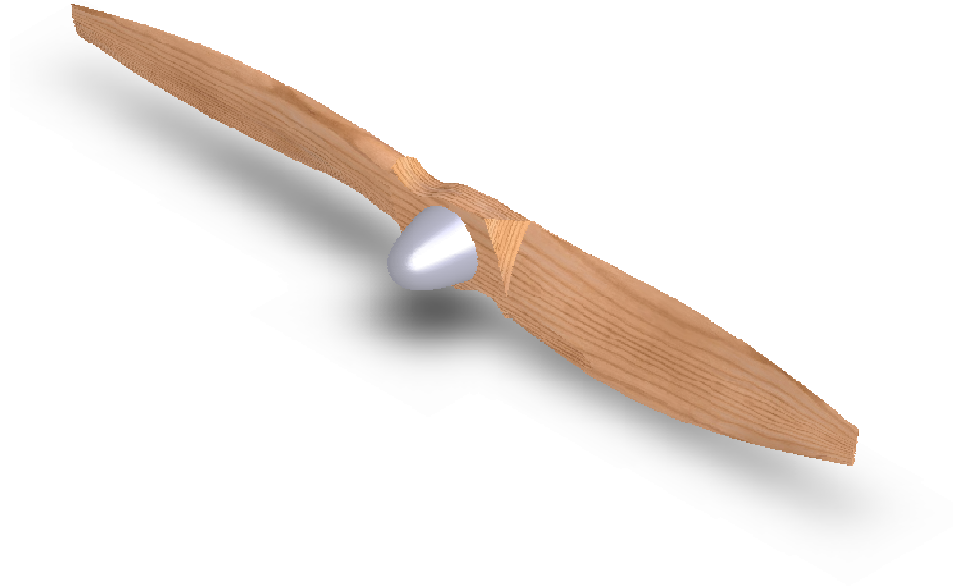
Fuente: Autores

4.4 RESULTADOS DE LA EJECUCIÓN DEL SOFTWARE

Los resultados finales que se obtienen son básicamente, una hélice construida en Solidworks, una hélice construida en Solidworks con cubo incluido, un archivo de texto con resultados de cálculos iniciales y unos archivos de texto con los puntos en coordenadas rectangulares de los puntos de cada perfil. Dichos resultados pueden ser mostrados a juicio del usuario y no siempre han de ser visualizados a menos que el usuario lo desee.

Un ejemplo del resultado final que se puede obtener se encuentra en la figura 30, la cual se obtuvo como resultado de la ejecución de “UIS-Propeller v.1.0” y fue modificada por el usuario agregando una cobertura metálica para el cubo de madera.

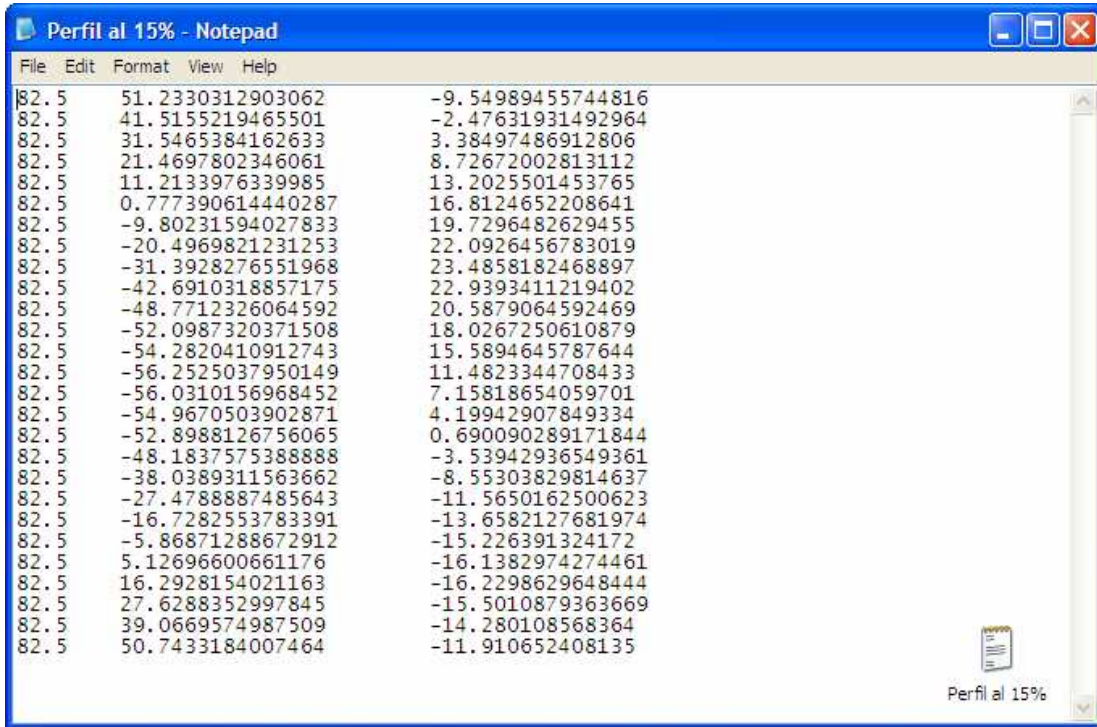
Figura 30. Resultado arrojado por “UIS-Propeller v.1.0” mostrado en Solidworks.



Fuente: Autores

Un archivo de texto ilustrativo que podría entregar como resultado “UIS-Propeller v.1.0” se puede apreciar en la figura 31, clarificando que cada archivo de texto indica, tan sólo coordenadas para uno de los siete perfiles en los que se divide la hélice.

Figura 31. Archivo de texto modelo de resultado en "UIS-Propeller v.1.0".



The image shows a Notepad window with the title "Perfil al 15% - Notepad". The window contains a list of 30 lines of numerical data, each line consisting of three columns of numbers. The first column contains the value "82.5" repeated 30 times. The second and third columns contain various decimal values. The window also shows a menu bar with "File", "Edit", "Format", "View", and "Help" options, and a status bar at the bottom right that says "Perfil al 15%".

82.5	51.2330312903062	-9.54989455744816
82.5	41.5155219465501	-2.47631931492964
82.5	31.5465384162633	3.38497486912806
82.5	21.4697802346061	8.72672002813112
82.5	11.2133976339985	13.2025501453765
82.5	0.777390614440287	16.8124652208641
82.5	-9.80231594027833	19.7296482629455
82.5	-20.4969821231253	22.0926456783019
82.5	-31.3928276551968	23.4858182468897
82.5	-42.6910318857175	22.9393411219402
82.5	-48.7712326064592	20.5879064592469
82.5	-52.0987320371508	18.0267250610879
82.5	-54.2820410912743	15.5894645787644
82.5	-56.2525037950149	11.4823344708433
82.5	-56.0310156968452	7.15818654059701
82.5	-54.9670503902871	4.19942907849334
82.5	-52.8988126756065	0.690090289171844
82.5	-48.1837575388888	-3.53942936549361
82.5	-38.0389311563662	-8.55303829814637
82.5	-27.4788887485643	-11.5650162500623
82.5	-16.7282553783391	-13.6582127681974
82.5	-5.86871288672912	-15.226391324172
82.5	5.12696600661176	-16.1382974274461
82.5	16.2928154021163	-16.2298629648444
82.5	27.6288352997845	-15.5010879363669
82.5	39.0669574987509	-14.280108568364
82.5	50.7433184007464	-11.910652408135

Fuente: Autores

5. PROCESO DE FABRICACIÓN DE LA HÉLICE

Una vez obtenidos los resultados, y en consecuencia, la geometría de la hélice totalmente definida se procede a la fabricación del prototipo de hélice, dicho prototipo se manufactura básicamente en dos etapas: primero se realiza la fundición del bloque de aluminio requerido y seguidamente se realiza el mecanizado.

5.1 FUNDICIÓN DEL BLOQUE DE ALUMINIO

En esta etapa se realiza la fundición del bloque que constituye la base de la fabricación de la hélice, dicho bloque requiere unas dimensiones mínimas de 13.31 cm x 4.32 cm x 65 cm, por lo cual este es fundido con unas dimensiones de 17 cm x 7 cm x 76 cm previendo la necesidad de remover material previo a la etapa de mecanizado de la hélice debido a imperfecciones superficiales de la fundición. Para efectuar la fundición se hace necesario construir una formaleta con las dimensiones requeridas, para lo cual se emplean dos perfiles de acero que son posteriormente soldados y montados como se muestra en la figura 32.

Figura 32. Formaleta construida para realizar la fundición.



Fuente: Autores

El metal, en su fase líquida es vaciado dentro de la formaleta y finalmente se deja durante un tiempo de, aproximadamente, 10 horas en etapa de solidificación y enfriamiento, el resultado obtenido es el mostrado en la figura 33.

Figura 33. Bloque de aluminio fundido.



Fuente: Autores

5.2 MECANIZADO

La etapa de mecanizado es primordial en la fase de fabricación, ya que en esta es donde se muestran los resultados de la geometría final de la hélice diseñada, en esta se debe manejar gran exactitud y por ende se minimizan los errores según sea posible. Para comenzar con el ciclo de mecanizado es necesario tener el bloque fundido con dimensiones exactas y caras planas, es por eso que previo al traslado del mismo a la máquina herramienta de control numérico computarizado (MHCNC) se realiza una operación de planeado en sus 6 caras. El planeado (figura 34) es realizado en una máquina herramienta convencional de fresado hasta llevar al bloque a unas dimensiones de 14 cm x 5.5 cm x 70 cm, removiendo así la rebaba y demás imperfecciones presentes.

Figura 34. Planeado del bloque de aluminio

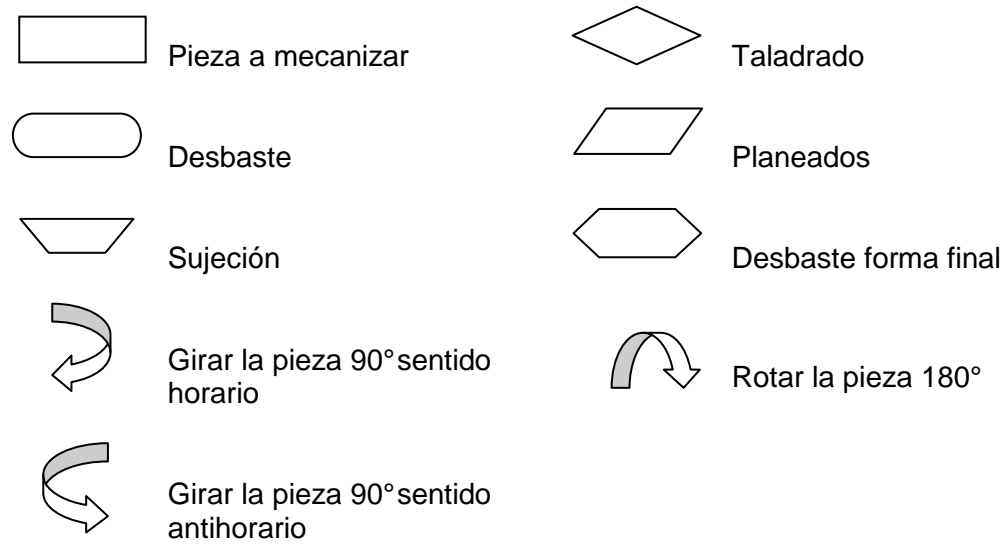


Fuente: Autores

5.2.1 Labores de mecanizado

En esta etapa se realiza el diagrama que ilustra las actividades que son realizadas en el mecanizado de la hélice, tales como, planeados, taladrados, desbastes y/o acabados, para lo cual se emplea la siguiente simbología:

Cuadro 1. Diagramación de operaciones de mecanizado



Fuente: Autores

Las herramientas son asignadas según el tipo de operación que se realiza.

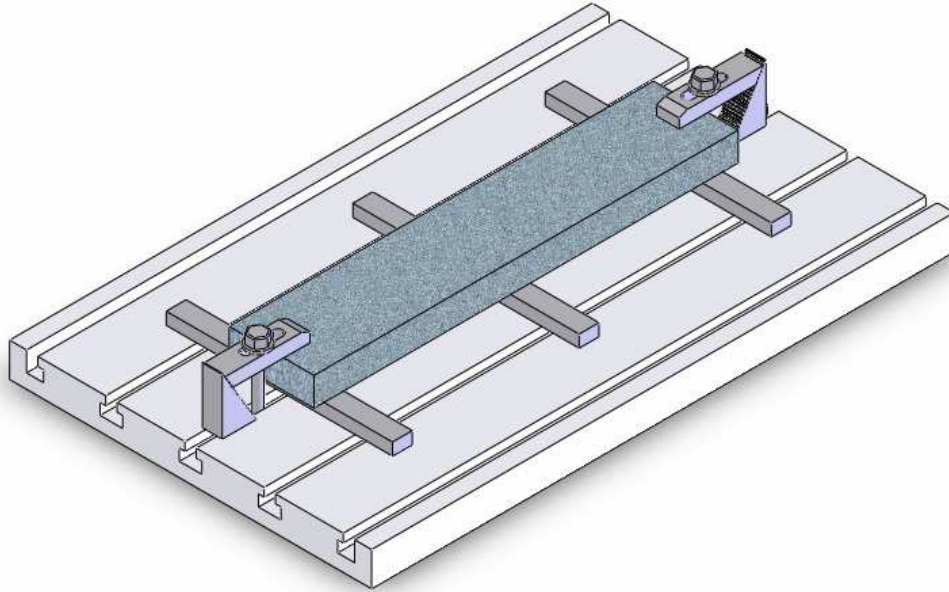
5.2.2 Tipo de sujeción

El tipo de sujeción se refiere a la forma en que se mantiene firme la pieza a la bancada que posee el centro de mecanizado, esta operación es de gran importancia ya que de acuerdo al método seleccionado se garantiza o no la manipulación de la pieza sin perder su posición.

El mecanizado para la hélice es referenciado con base en el cubo de la hélice, específicamente, en el centro donde se posiciona el eje motriz. Aunque existen varios métodos de sujeción, el que más se adecua para esta necesidad es el de anclaje con uñas.

- **Anclaje con uñas.** Es el anclaje de mayor utilización en el mecanizado con máquinas herramientas de control numérico de tres ejes, consiste en sostener la pieza que va a ser mecanizada con un par de uñas posicionadas en los extremos frontales más lejanos, generalmente posicionadas a 180° una de otra, este método es muy práctico para efectuar taladrados, desbastes y planeados.

Figura 35. Bloque de aluminio sujetado usando anclaje con uñas

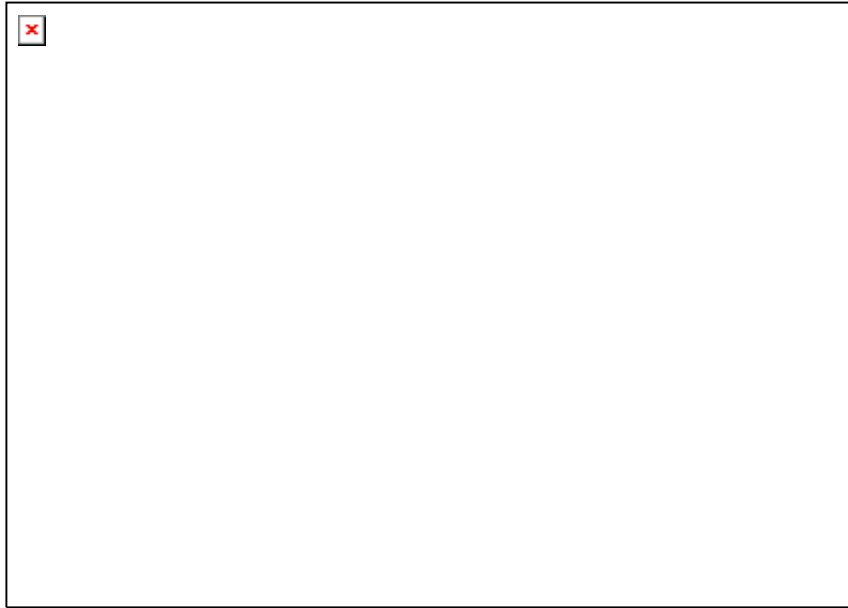


Fuente: Autores

5.2.3 Diagrama Final

En el siguiente diagrama se muestra, en síntesis, el proceso de mecanizado especificando cada una de las operaciones de acuerdo al cuadro 1.

Figura 36. Mecanizado de superficie alabeada 1



Fuente: Autores

Figura 37. Mecanizado de superficie alabeada 2



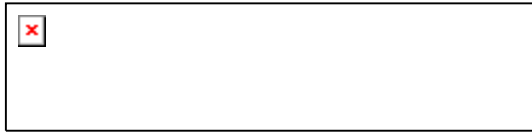
Fuente: Autores

Figura 38. Diagrama del proceso de mecanizado



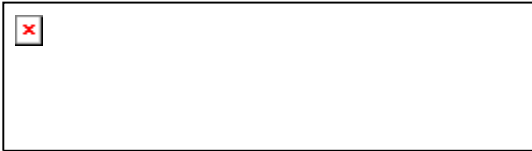
Fuente: Autores

Paso 1. Planeado y ajuste de medidas de cara 3



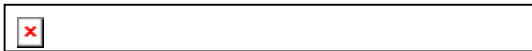
Operación	Herramienta	Diam	Prof	
Offset	Escariador	35 mm	2 mm	
Offset	Escariador	35 mm	2 mm	
Offset	Escariador	35 mm	1 mm	
Offset	Escariador	35 mm	0.3 mm	

Paso 2. Taladrado parcial de orificio 2



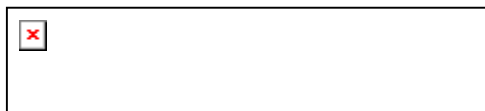
Operación	Herramienta	Diam	Prof	
Taladrado	Broca	10 mm	20 mm	
Taladrado	Broca	10 mm	20 mm	
Taladrado	Broca	10 mm	Pasante	

Paso 3. Desbaste de contorno 1



Operación	Herramienta	Diam	Prof	Paso
Offset	Escariador	35 mm	2 mm	X 12
Offset	Escariador	35 mm	2 mm	X 12

Paso 4. Desbaste superficie alabeada 4 y 5



Operación	Herramienta	Diam	RPM/Avance	Paso
Offset	Escariador	14 mm	3500/1350	3 mm

Paso 5. Acabado superficie alabeada 4 y 5



Operación	Herramienta	Diam	RPM/Avance	Paso
Offset	Escariador	8 mm	4400/1200	0.5 mm

Paso 6. Taladrado de orificio 2



Operación	Herramienta	Diam	Prof	
Taladrado	Broca	16 mm	5 mm	
Taladrado	Broca	16 mm	5 mm	
Taladrado	Broca	16 mm	5 mm	
Taladrado	Broca	16 mm	5 mm	
Taladrado	Broca	16 mm	5 mm	
Taladrado	Broca	16 mm	5 mm	
Taladrado	Broca	16 mm	5 mm	
Taladrado	Broca	16 mm	5 mm	
Taladrado	Broca	16 mm	5 mm	
Taladrado	Broca	16 mm	4.7 mm	

Paso 7. Desbaste Cara 6



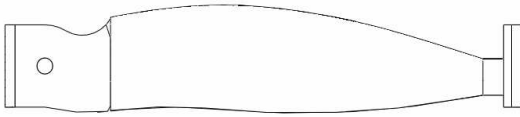
Operación	Herramienta	Diam	Prof	
Offset	Piña - 7 pastillas	70 mm	1 mm	
Offset	Piña - 7 pastillas	70 mm	1 mm	
Offset	Piña - 7 pastillas	70 mm	1 mm	
Offset	Piña - 7 pastillas	70 mm	1 mm	
Offset	Piña - 7 pastillas	70 mm	1 mm	
Offset	Piña - 7 pastillas	70 mm	1 mm	
Offset	Piña - 7 pastillas	70 mm	0.7 mm	

Paso 8. Contorno Final



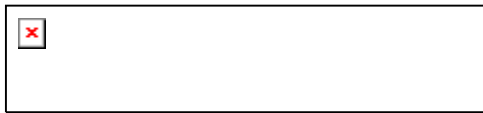
Operación	Herramienta	Diam	Prof	Paso
Offset	Escariador	10 mm	0.8 mm	X 11
Offset	Escariador	10 mm	0.8 mm	X 11
Offset	Escariador	10 mm	0.8 mm	X 11
Offset	Escariador	10 mm	0.8 mm	X 11
Offset	Escariador	10 mm	0.8 mm	X 11

Paso 9. Desbaste superficie alabeada 7



Operación	Herramienta	Diam	RPM/Avance	Paso
Offset	Escariador	8 mm	3500/1650	3 mm

Paso 10. Acabado superficie alabeada 4 y 5



Operación	Herramienta	Diam	RPM/Avance	Paso
Offset	Escariador	8 mm	4950/1200	0.5 mm

6. CONCLUSIONES

Con este proyecto se continúa con la investigación en el área de aviación ultraligera y se sientan bases para el desarrollo, diseño y fabricación de los sistemas propulsores de las aeronaves.

Se estructura el proceso de diseño de manera ordenada, estableciendo las características de la aeronave, parámetros de operación, características geométricas, características constructivas y subdividiendo en secciones de diseño geométrico y complementario.

La herramienta software establece una comunicación con una herramienta software CAD: Solidworks, mediante el desarrollo de una API (Application Programming Interface), lo cual traduce Interface de programación de aplicaciones, la cual recolecta información tridimensional entregada por la herramienta software UIS-Propeller v.1.0 y la acopla en un sólido con las características de diseño de una hélice apta para el funcionamiento de la aeronave especificada.

En la estrategia de mecanizado se selecciona el material a utilizar en la fabricación de un prototipo de hélice, teniendo en cuenta el uso que se le da a este prototipo se decide realizar su manufactura en aluminio, lo cual brinda seguridad en los acabados superficiales y estructurales que garantizan el buen desempeño de una hélice en operación obtenida a partir del mencionado prototipo.

El prototipo fabricado consiste en la pala de la hélice, el cubo y dos bloques de anclaje localizados en los extremos del mismo, los cuales brindan la

posibilidad de ubicar dicho prototipo sobre cualquier superficie horizontal de trabajo.

Debido a la simetría que presenta un propulsor de hélices de dos palas y a limitaciones económicas el prototipo manufacturado se elabora con una sola pala que brinda una total funcionalidad en el principal fin del prototipo, el cual es servir como guía en la duplicación de hélices mediante el uso de una máquina copiadora, ya que este funciona como guía para el copiado de una hélice completa y funcional.

Para implementar la rutina de trabajo en el entorno CAM se hace necesario elaborar el código G usando el software Mastercam, dicha rutina se elabora por partes para tener una mayor claridad en la distribución de las operaciones, así como la posibilidad de realizar interrupciones en medio de alguna maniobra de mecanizado y su posterior revisión y corrección.

7. RECOMENDACIONES

Evaluar otros materiales, diferentes al aluminio para la elaboración de prototipos con menor costo, tales como la madera, que es el material más utilizado en estas aplicaciones, pero que debe recibir un tratamiento de secado, laminado y prensado para su utilización segura.

Emplear las herramientas software con que cuenta la Escuela de Ingeniería Mecánica para la simulación de los resultados aerodinámicos previstos, dado el perfil y la aplicación para la cual se utiliza el prototipo y/o la hélice.

Continuar con el desarrollo y optimización del software UIS-Propeller v.1.0 con miras a obtener una interfaz más agradable para el usuario, así como realizar mejoras en el proceso de diseño que brinden una ejecución más rápida.

Implementar nuevas estrategias de validación de resultados del software UIS-Propeller v.1.0, tales como, la elaboración de hélices a escala reducida, que permitan observar, medir y constatar de manera clara los resultados obtenidos.

Realizar un análisis de rendimiento teórico de la aeronave que utiliza la hélice diseñada, frente a resultados obtenidos de la elaboración de una hélice de madera duplicada a partir de un prototipo obtenido del software UIS-Propeller v.1.0.

BIBLIOGRAFÍA

Carson, B. H. (1980). Fuel efficiency of small aircraft. *AIAA Aircraft systems meeting* (pág. 8). Anaheim, California: AIAA.

Cortes, J. L. (30 de Enero de 2004). *Designing and drawing a classical (and for ever) wood propeller*. . Recuperado el 15 de Enero de 2008, de Nmine Flight Control: <http://www.nmine.com/propeller.htm>

Cortes, J. L. (30 de Enero de 2004). *Nmine Flight Control*. Recuperado el 15 de Enero de 2004, de SolidWorks aircraft propeller modeling. : <http://www.nmine.com/solidprop.htm>

Diehl, W. S. (1930). *The application of propeller test data to design and performance calculations*. Washington: Bureau of Aeronautics, Navy Department.

Dixon, S. L. (1998). *Fluid Mechanics and Thermodynamics of Turbomachinery*. England: Elsevier.

Durand, W. F. (1930). *Test on thirteen Navy type model propellers*. Stanford: Stanford University.

EAA Argentina. (15 de Julio de 2005). *Hélices: Diseño y Construcción*. Recuperado el 20 de Febrero de 2008, de EAA Argentina: <http://www.eaa.org.ar/>

Eppler, R., & Hepperle, M. (1980). *A Procedure for Propeller Design by Inverse Methods*. Stuttgart: Universität Stuttgart.

Freeman, H. B. *Comparison of full-scale propellers having RAF-6 and Clark-Y airfoil sections*. United States: NACA.

Jalón, J. G. (30 de Agosto de 1999). *Apreda Visual Basic 6.0*. Recuperado el 30 de Enero de 2008, de Sitio Web de Tayuda.com: <http://www.tayuda.com/ayudainf/index.htm>

Lesley, E. P. (1926). *Test of a model propeller with symmetrical blade sections*. Washington: NACA.

MASTERCAM. Versión 9. *Mill/Design Tutorial: 2002 CNC Software*.

Moreno Salazar, H. Y., & Curcio Diaz, E. M. (2005). *Sistema motriz de un paramotor: Diseño y construcción de un prototipo*. Bucaramanga: Universidad Industrial de Santander.

Parkinson, L. E. (1944). *Aerodynamics*. New York: The Macmillan Company.
Schubert, E. A. (7 de Agosto de 1984). *How I make wood propellers*.
Recuperado el 25 de Enero de 2008, de Flying Flea:
http://www.flyingflea.org/docs/how_i_make_wood_propellers%202.htm

TM, Y. (30 de Julio de 2004). *Bikez.com Motorcycle Enciclopedia*.
Recuperado el 15 de Mayo de 2009, de Bikez.com Website:
http://www.bikez.com/motorcycles/yamaha_dt_175_2004.php

Weick, F. E. (1926). *Practical Application of the blade element theory - I*.
Washington: NACA.

Weick, F. E. (1926). *Practical Application of the blade element theory - II*.
Washington: NACA.

Weick, F. E. (1926). *Practical Application of the blade element theory - III*.
Washington: NACA.

Weick, F. E. (1926). *Practical Application of the blade element theory - IV*.
Washington: NACA.

Weick, F. E. (1925). *Propeller scale effect and body interference*.
Washington: NACA.

Wood, R. M. (1919). *Summary of present state of knowledge with regard to airscrews*. Washington: CONTROLLER, Technical Department, Aircraft Production.

ANEXOS

ANEXO A. MULTIMETRO DE MEDICIÓN DE VELOCIDAD ANGULAR DEL MOTOR

Multímetro Automotriz con puerto RS-232



Información del Producto

EAZ 300

ESPECIFICACIONES		
FUNCION	Max. Rango	Precision Basica
VOLTAJE DC	400mV, 4V, 40V, 400V, 1000V	$\pm(0.5\%+2d)$
VOLTAJE AC	400mV, 4V, 40V, 400V, 750V	$\pm(0.8\%+4d)$
CORRIENTE DC	400 μ A, 4000 μ A, 40mA, 400mA, 4A, 20A	$\pm(1.2\%+2d)$
CORRIENTE AC	400 μ A, 4000 μ A, 40mA, 400mA, 4A, 20A	$\pm(1.5\%+2d)$
RESISTENCIA	400 Ω , 4k Ω , 40k Ω , 400k Ω , 4M Ω , 40M Ω	$\pm(0.8\%+3d)$
RPM (Tacometro)	600~ 4000 RPM: 600~ 12000 RPM(X10RPM)	$\pm(2.5\%+2d)$
ANGULO DWELL	1CYL, 2CYL, 3CYL, 4CYL, 5CYL, 6CYL, 8CYL, 10CYL, 12CYL	$\pm(2.5\%+2d)$
CICLO UTIL	0.1~ 99.9%	$\pm(1.5\%+2d)$
PERIODO	0.1~ 20mS	$\pm(3.0\%+5d)$
ANCHO DE PULSO	0.1~ 10mS	$\pm(3.0\%+5d)$
FRECUENCIA	9.99MHz	$\pm(2.0\%+2d)$
TEMPERATURA	20°C~ 760°C/.4°F~ 1400°F	$\pm(3.0\%+2d)$

ANEXO B. MOTOR YAMAHA DT 175 CC.

Yamaha DT175

**Model:**

Code: DT175-3TS9

Engine:

Type: 1 cyl. 171 cc, air-cooled
HP: 17.5 HP @ 7,000 rpm 2
stroke Fuel: Petrol Fuel tank
capacity: 9.5L

Seating:

Capacity: 2

Dimensions:

LxWxH : 2,110 x 865 x 1,165 mm
Ground clearance : 260 mm Seat
height : 830 mm

Weight :

Kerb weight : 98 kgs

Brakes / Tyres:

Front: Drums Rear:
Drums Tyre size, front:
2.75-21 Tyre size, rear:
4.10-18

Suspension:

Front: Telescopic coil spring – oil damper
Rear: Coil spring – oil damper – Mono-cross

Mechanical:

Transmission: 6 speed

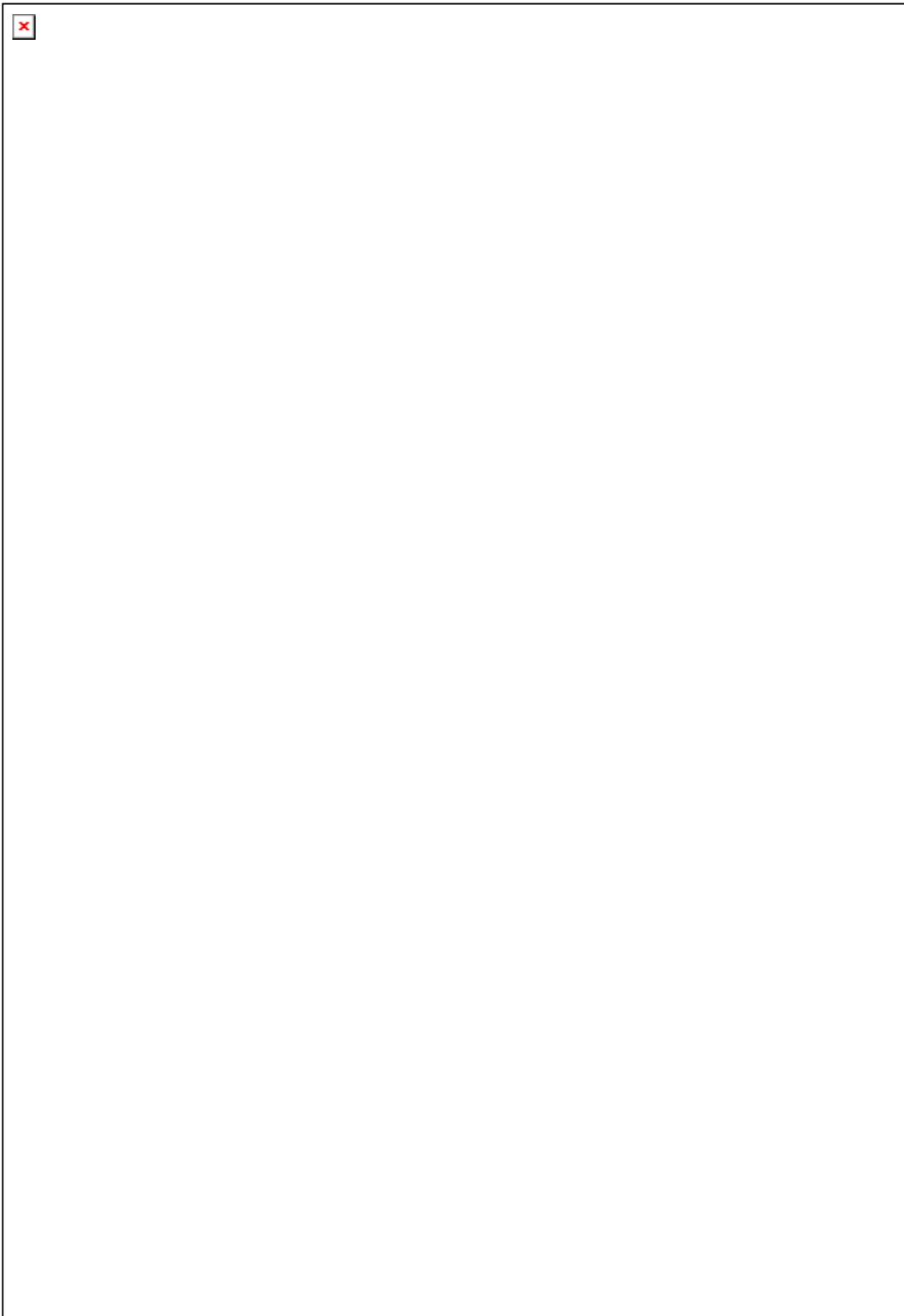
Standard equipment:

Full legal road lightning Luggage
carrier Owners manual in English
Starting system: kick Supplied in
semi-knock condition

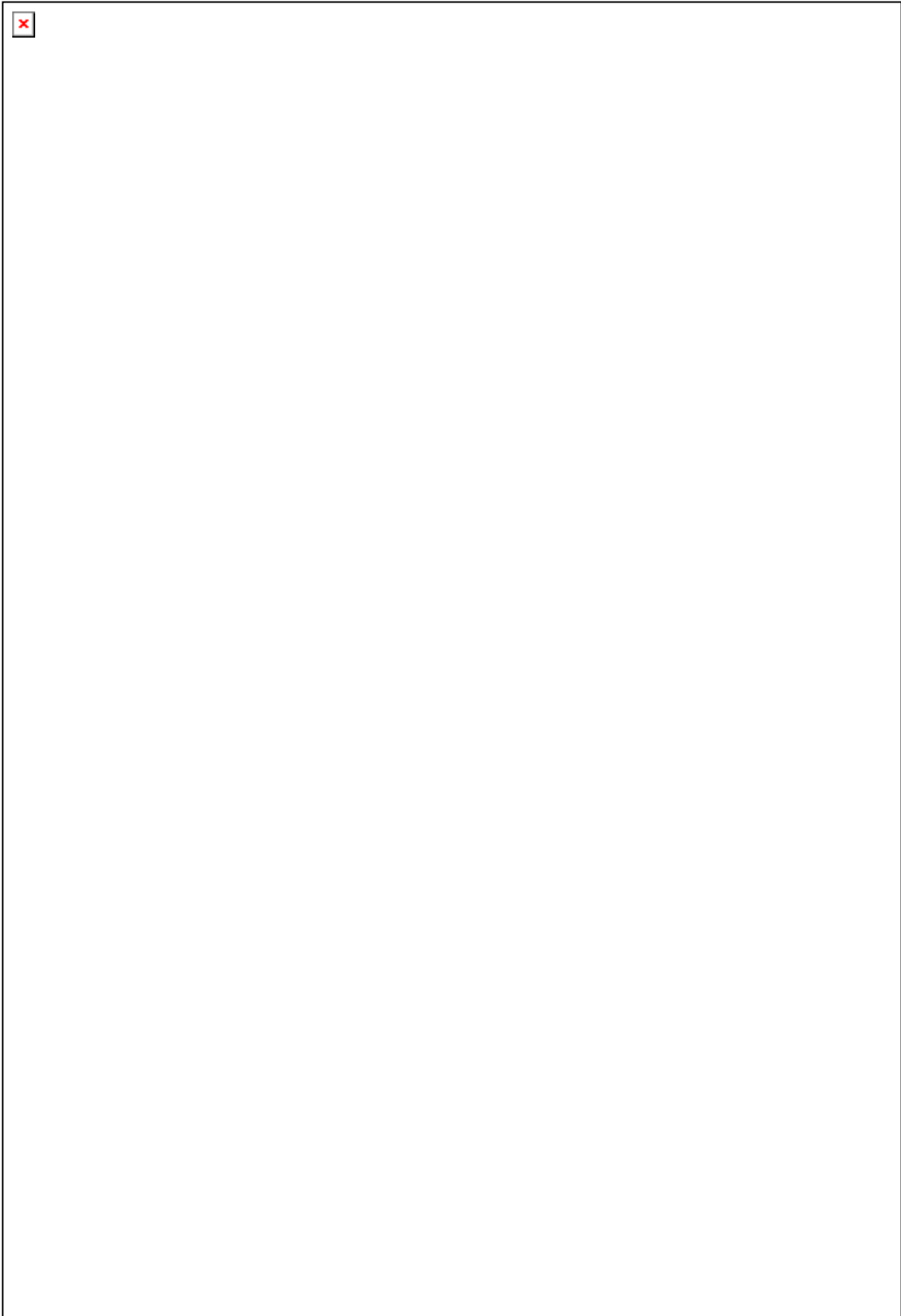
Warranty:

12 months / 20,000 km

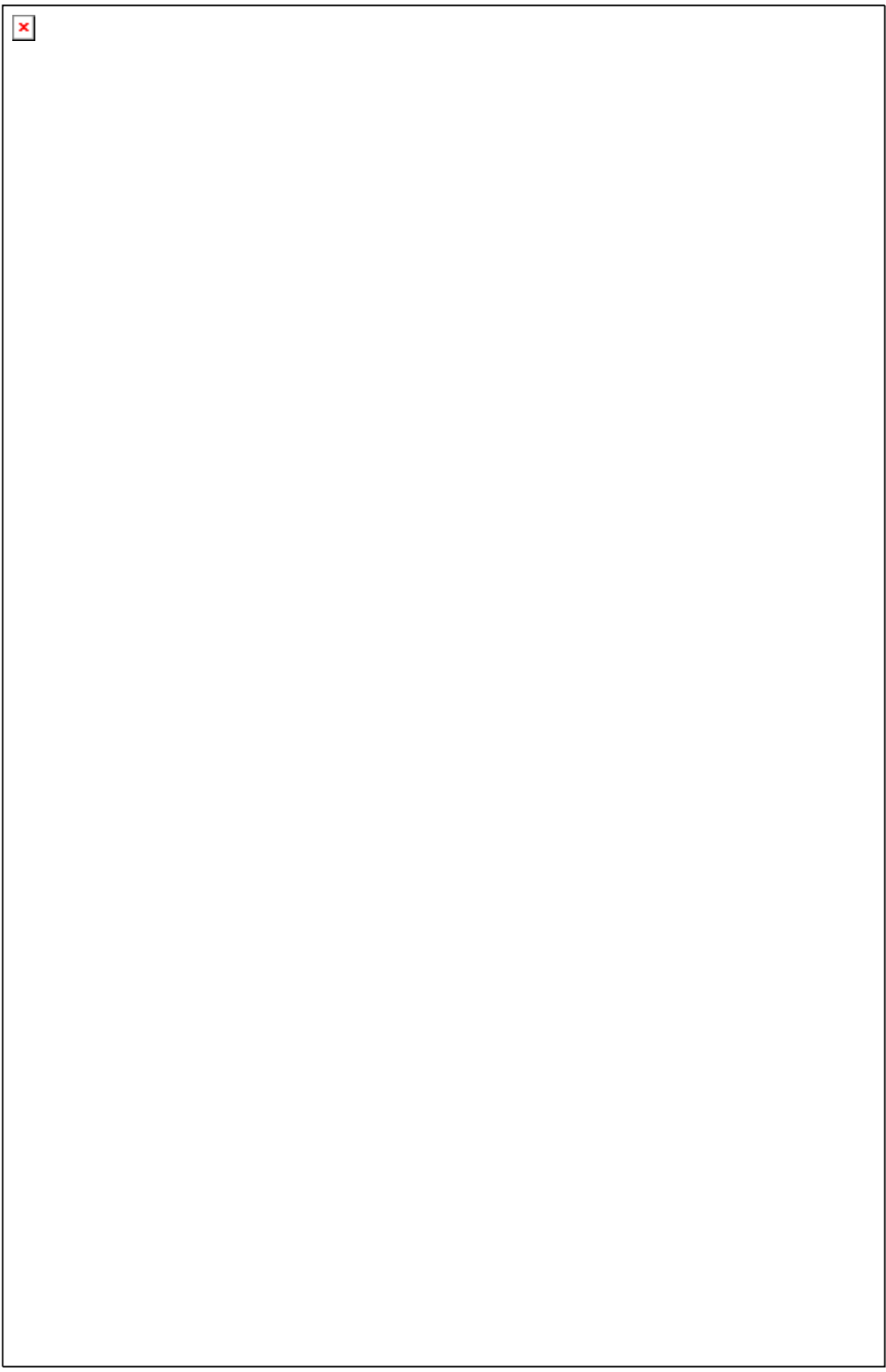
ANEXO C. MANUAL DE SERVICIO DE CARBURADOR WALBRO












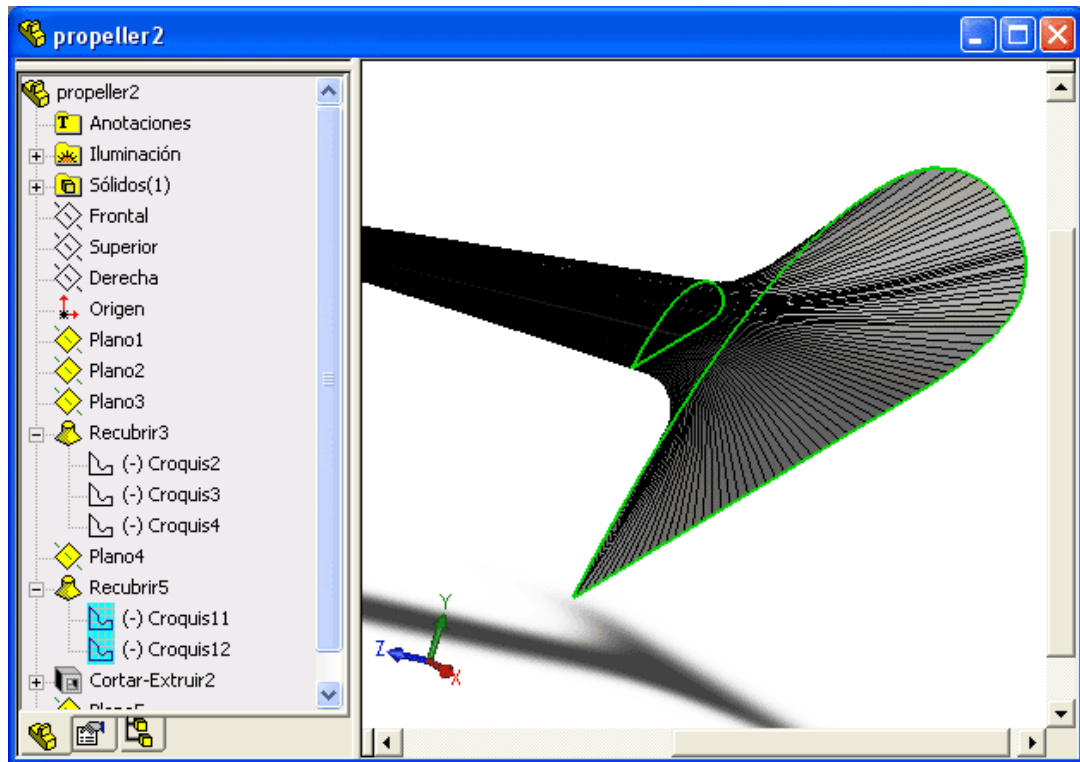


ANEXO D. MODELADO DEL CUBO DE LA HÉLICE

Modelado del cubo de la helice en SolidWorks.

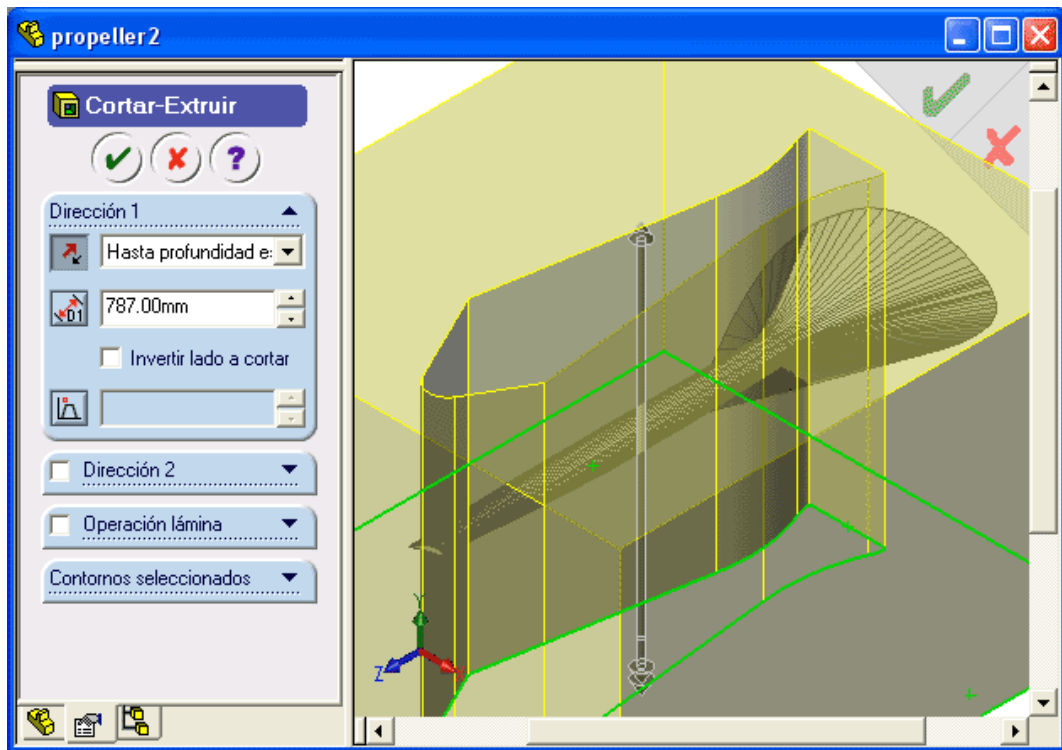
*Wooden propeller style modeling tutorial for CNC machining finality.
Jose Luis Cortés, 2004.*

Duplicar el primer boceto al plano frontal y hacerlo a 5 veces de escala con respecto al tamaño original. Luego usar la herramienta Recubrir  para hacer la raíz de la hélice.

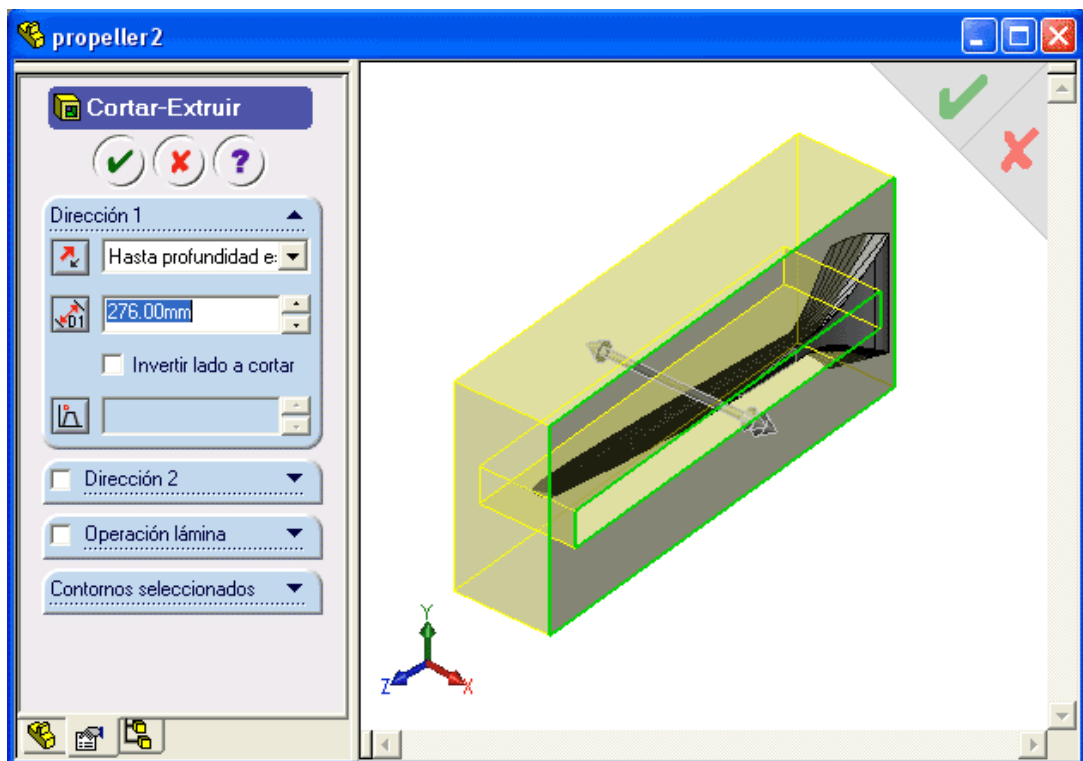


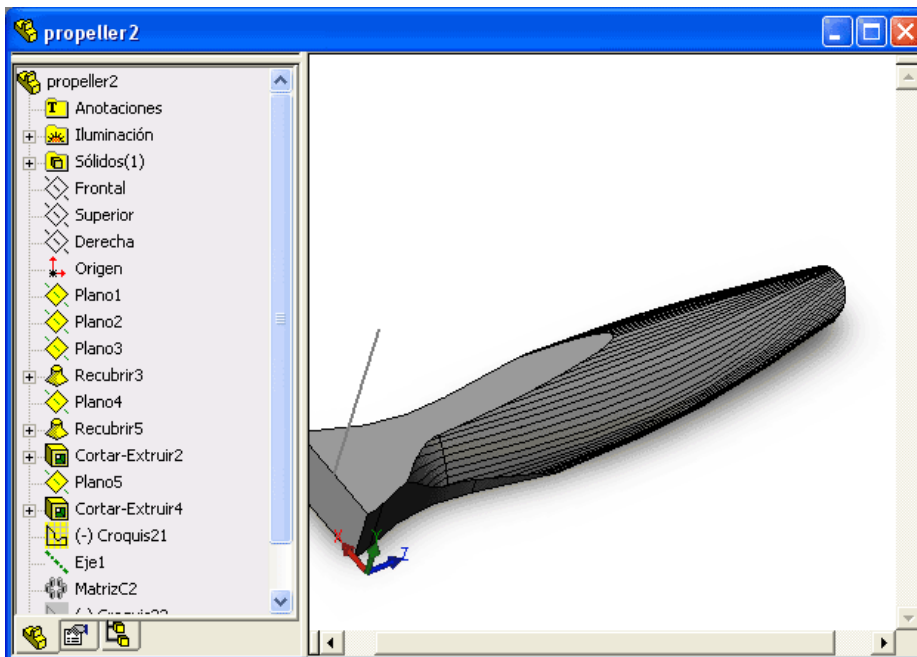
Recortar la raíz a la forma definitiva.


Se dibuja la matriz de corte deseada en la vista superior.



Repetir la misma operación con el plano lateral. Esta operación dará la forma final de la hélice.





La parte es terminada con una matriz circular . Tenemos una bella es hélice.

