

INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

"UNIDAD PROFESIONAL TICOMÁN"

"DISEÑO CONCEPTUAL Y CÁLCULO AERODINÁMICO DE UNA PALA PARA UN HELICÓPTERO MONOPLAZA"

TESINA

Que para obtener el Título de

"Ingeniero en Aeronáutica"

Presentan

Flores Trejo Luis Humberto Sánchez Valtierra Jhonnatan

Asesores

M en C. Rogelio G. Hernández García M en C. Armando Oropeza Osornio



México, D.F. Enero del 2010

INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA UNIDAD TICOMÁN

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE: POR LA OPCIÓN DE TITULACIÓN: DEBERÁ PRESENTAR:

INGENIERO EN AERONÁUTICA SEMINARIO LOS C. PASANTES: LUIS HUMBERTO FLORES TREJO JHONNATAN SÁNCHEZ VALTIERRA

"DISEÑO CONCEPTUAL Y CÁLCULO AERODINÁMICO DE UNA PALA PARA UN Helicóptero monoplaza"

CAPÍTULO I CAPÍTULO II CAPÍTULO III CAPÍTULO IV CAPÍTULO V RESUMEN INTRODUCCIÓN ESTADO DEL ARTE PARÁMETROS QUE DEFINEN UN ROTOR PRINCIPAL Y SUS PALAS SELECCIÓN DEL PERFIL AERODINÁMICO MODELADO GEOMÉTRICO CÁLCULO AERODINÁMICO CONCLUSIONES REFERENCIAS APÉNDICES

México, DF., a 26 de enero de 2010.

ASESORES

M. EN C. ROGELIO GERARDO HERNÁNDEZ



M. EN C. ARMANDO OROPEZA OSORNIO

Vo. Bo. ING. MIGUEZ ÁLVAREZ MONTALVO DIRECTOR Y ELECTRIC: MDI PIREC 也不信 法



AGRADECIMIENTOS

Primeramente queremos agradecer a nuestra casa de estudios el Instituto Politécnico Nacional por habernos brindado todas las herramientas y facilidades que se necesitan para poder terminar una gran carrera como lo es la Ingeniería en Aeronáutica, así mismo un especial agradecimiento a la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica unidad Ticomán, y a toda su planta docente, ya que han sido parte elemental en nuestra formación académica y personal.

A nuestros asesores de trabajo final, que se preocuparon en todo momento por el correcto desarrollo de este proyecto, ayudándonos y resolviéndonos todas nuestras dudas y problemáticas que surgían a medida que se elaboraba el presente. Gracias M. en C. Rogelio Gerardo Hernández García y Gracias M. en C. Armando Oropeza Osornio, por su inamovible respaldo y por confiar en todo momento en nosotros.

A todos los participantes que hicieron posible el seminario de Diseño Aerodinámico y Mantenimiento de Helicópteros y los profesores, los cuales brindaron muchos conocimientos útiles para el desarrollo de esta tesina.



Luis Humberto Flores Trejo

Antes que nada quiero agradecer a Dios, que me ha dado las fuerzas y la salud para poder iniciar y terminar cada proyecto y cada reto que se ha extendido frente a mí durante mi vida, dotándome de muchas y excelentes capacidades además de habilidades para librar siempre las adversidades perfectamente. Ahora he terminado esta etapa y comienzan nuevas etapas, donde espero seguir teniendo la bendición de Dios.

Un especial agradecimiento a ti Mamá que siempre me has dado tu apoyo incondicional, económica y moralmente, siempre conmigo en las desveladas, en las enfermedades, en los momentos de desconsuelo, para apapacharme y ayudarme a sobrepasarlos, que siempre que me he caído me has ayudado a levantarme, que me has enseñado a aprender de mis errores y no volverlos a cometer y que me has aguantado 21 años a pesar de mi carácter. Te dedico a ti especialmente este trabajo y sé que no basta para pagarte todo lo que me has dado, muchas gracias mami te quiero mucho.

A mi padre que me has dado el ejemplo de estudiar y de terminar siempre todo lo que he comenzado, que gracias a tus presiones he podido mejorar algunos aspectos de mi vida y que siempre me has formado el valor de la competencia.

No podría dejar de decirte gracias a ti Rafael mi hermano, mi amigo, mi confidente, mi ejemplo, que siempre que te he necesitado has estado ahí en las buenas y en las malas para apoyarme, para consolarme, para resolverme mis dudas, para platicar de lo que fuera, siempre he podido contar contigo, para competir conmigo y hacerme crecer, para hacerme ver mis errores cuando los tengo y darme una buena crítica siempre que lo consideras necesario, te quiero mucho.

A toda mi familia, mis amigos y las personas que siempre han colaborado para hacer de mí una mejor persona y para que yo pueda estar ahora escribiendo esto. Muchas gracias también a ti Aideé que siempre te has preocupado por mí, me has enseñado y he aprendido muchas cosas de ti, que me has exhortado a ser mejor y de calidad en lo que hago, además de que fuiste de gran ayuda con este trabajo.



Jhonnathan Sánchez Valtierra

En circunstancias de la vida, el ser humano siempre intenta respaldar sus actos, para sentir mayor seguridad a la hora de realizarlos. Sin duda mis padres fueron el talón de Aquiles en esta pequeña travesía de mi vida, sus incontables esfuerzos para siempre otorgarme lo necesario y que no me preocupara por alguna otra cosa. Por todos esos consejos y experiencias de vida que hasta cierto punto te otorgan otra visión y te alientan a no claudicar hasta lograr tus objetivos. Por todo esto y más les estoy infinitamente agradecido, porque en la vida encontrare u obtendré algo con lo que los pueda recompensar.

En especial a ti mama porque tu tenacidad y tu ejemplo de superación en la vida, ha sido y seguirá siendo el oxigeno que alimenta mi ser y el aliciente para seguir logrando las metas que me proponga en la vida.

A mis hermanos, que siempre han sido mis grandes motivaciones, ya que por circunstancias de la vida me toco ser el primogénito de la familia y por ende cayo una responsabilidad muy grande sobre mis hombros, no les pido que sigan mi ejemplo porque sería muy egoísta de mi persona, simplemente den su mejor esfuerzo en todo lo que realicen.

A mis familiares, amigos y compañeros que siempre estuvieron presentes cuando los necesite y sin ningún interés de por medio mostraron disponibilidad para ayudar, motivar, aconsejar y convivir.



ÍNDICE

	No. Pág.
Resumen	1
Abstract	1
Introducción	2
Objetivo general	3
Objetivos específicos	3
 Planteamiento del problema 	3
Justificación	4
Alcance	4
CAPÍTULO I. ESTADO DEL ARTE	5
1.1 Generalidades de los helicópteros monoplaza	5
1.2 Avances actuales en los helicópteros monoplaza	7
1.3 La pala de un rotor y su aerodinámica	11
CAPÍTULO II. PARÁMETROS QUE DEFINEN UN ROTOR	13
PRINCIPAL Y SUS PALAS	
2.1 Número de palas	13
2.2 Diametro del rotor principal	14
2.3Cuerda de las palas del rotor principal	15
2.4 Solidez del rotor	10
2.5 Forcimiento de la pala	18 10
2.0 Velociudu di iguidi 2.7 Excontricidad	10
2.8 ongitud de Pala	20
2.9Número de Reynolds	21
CAPÍTULO III. SELECCIÓN DEL PEREU AFRODINÁMICO	23
3.1 Principios a tomar en cuenta para la selección de perfil	23
3.2 Características de selección del perfil	25
Coeficiente de sustentación máximo	26
 Coeficiente de resistencia al avance mínimo 	26
• Fineza	26
Simetría del perfil	26
 Cualidad sustentadora 	26
Relación t/c	27
3.3 Evaluación de Perfiles	27



CAPÍTULO IV. MODELADO GEOMÉTRICO	29
4.1 Cálculo del centro de masa del perfil	29
4.2Perfiles de pala	31
4.3Modelado final de pala	32
4.4 Modelado de los elementos que sujetan la pala a la cabeza del	35
rotor principal	
CAPÍTULO V. CÁLCULO AERODINÁMICO	39
5.1 Distribución de velocidades	39
5.2 Método del elemento de pala	43
5.3 Potencias del helicóptero	47
Potencia necesaria	47
5.3.1 Determinación de potencias para vuelo estacionario.	48
Potencia inducida	48
Potencia de perfil	49
5.3.2 Determinación de potencias para vuelo en traslación.	50
Potencia inducida	50
Potencia de perfil	51
Potencia del fuselaje	52
5.3.3 Potencia total	53
Vuelo estacionario	53
Vuelo de traslación	53
5.3.4 Desarrollo de la formula general para el cálculo de potencia	54
inducida	
Velocidad inducida	54
5.4 Velocidades características del helicóptero	55
 Velocidad Máxima (V_{Max}) 	55
 Velocidad Óptima de Ascenso (V_{OA}) 	55
 Velocidad de crucero económica (V_{ECO}) 	55
 Velocidad de nunca exceder (V_{NE}) 	56
5.5 Cálculo de las gráficas de Velocidad vs. Potencia necesaria para el	56
helicóptero "Furia".	
Conclusiones	62
Referencias	64
APENDICE A	67
APENDICE B	69
APENDICE C	86
APENDICE D	89

Diseño conceptual y cálculo aerodinámico de una pala para un helicóptero monoplaza

Lista de figuras y tablas.

No. Pág.

Figura 1.1 a) Rotores coaxiales, b) Rotor convencional con rotor de cola	6
Figura 1.2.1 Helicóptero monoplaza con rotores coaxiales GEN H-4 Figura 1.2.2 Helicóptero monoplaza con rotor convencional y fenestron	8 9
Figura 1 2 3 Helicóntero Furia. Diseño original	10
Figura 1.3.1 Funcionamiento de la pala	10
Figura 1.3.2 Fuerzas, ángulos y velocidades que existen en la pala	12
Figura 2.2 Gráfico Diámetro vs Masa de 61 helicópteros monoplaza	15
con línea de tendencia	
Figura 2.3 Gráfico Diámetro vs Cuerda de 61 helicópteros monoplaza	16
con línea de tendencia	
Figura 2.4 Ilustración de la relación de Solidez	17
Figura 3.1 Diagrama de operación de un perfil	23
Figura 3.2 Diagrama de operación de un perfil con fronteras	24
Figura 3.3 Perfil Clark Y	28
Figura 3.4 Gráficas α Vs CI. Y CI vs Cd del perfil Clark Y	28
Figura 4.1.1 Perfil importado y escalado	30
Figura 4.1.2 Cuerpo para efectos de análisis y cálculo de CM	31
Figura 4.2 Perfiles de pala a) Perfil de raíz, b) Perfil de punta	32
Figura 4.3.1 Perfil de raíz y de punta separados por 2.942m, la medida	32
de longitud efectiva de pala	
Figura 4.3.2 Pala elaborada con la herramienta Mesh Surface	33
Figura 4.3.3 Pala elaborada con la nerramienta Sweep	34
Figura 4.3.4 Modelo final de pala,	34 25
Figura 4.4. E Cabeza del rotor principal y union de las palas del	30
Figura 4.4.2 Elemente suietador de pala corcano al horde de ataque	26
Figura 4.4.2 Elemento sujetador de pala ubicado en el borde de salida	36
Figura 4.4.3 Elemento sujetador de paía doicado en el borde de salida Figura A A Ensamble de paía y elementos que la sujetan a la cabeza	30
del rotor principal	57
Figura 5.1.1 Vectores de velocidades a diferentes grados de posición	39
acimutal	07
Figura 5.1.2 Distribución de velocidades en vuelo estacionario	40
Figura 5.1.3 Distribución de velocidades a velocidad de crucero	41
Figura 5.1.4 Distribución de velocidades a velocidad máxima de avance	42
Figura 5.2.1 Geometría del elemento de la pala	44
Figura 5.2.2 Distribución de levantamiento a lo largo de la pala	47
Figura 5.4 Gráfica de Velocidad vs Potencia necesaria	56
Figura 5.5.1 Gráfica de Velocidad vs Potencia correspondiente al NMM	57





No. Pág.

Figura 5.5.2 Gráfica de Velocidad vs Potencia correspondiente a 3000	58
T. de altitud Figura 5.5.2 Gráfica do Volocidad ys Potopcia correspondiento a 7000	50
t, de altitud	59
Figura 5.5.4 Gráfica de Velocidad vs Potencia correspondiente a 11000	60
t. de altitud	
Figura 5.5.5 Gráfica de Velocidad vs Potencia correspondiente a 12500	61
t. de altitud	

Lista de tablas.

Tabla 3.1 Evaluación de los perfiles aerodinámicos	27
Tabla 5.5 Velocidades características a diferentes altitudes	61



RESUMEN

El presente proyecto presenta el diseño conceptual y aerodinámico de las palas del rotor principal para una aeronave de ala rotativa, que tiene como principal característica ser capaz de trasportar a una persona.

El diseño de la pala comprende la conceptualización de ésta pasando por el diseño y cálculo aerodinámico, considerando el mayor número de variables posibles para lograr un comportamiento eficiente de la pala en diferentes condiciones de vuelo, así como proveer los planos y las especificaciones necesarias para una posible construcción de las palas.

ABSTRACT

This project presents the conceptual and aerodynamic design of the main rotor blades for a rotary wing aircraft, which has as its main feature being a vehicle able to transport just a single person.

The blade design includes its own conceptualization through design and aerodynamic calculation, considering the greater number of variables to achieve an efficient blade's performance in different flight conditions, as well as provide the necessary plots and specifications for a possible construction of the blades.



INTRODUCCIÓN

Para la realización de este proyecto se tomó como punto de partida la necesidad del diseño y la conceptualización de una pala para un helicóptero monoplaza, para lo cual se necesitó de la comunión de diferentes proyectos, los cuales estaban encaminados a lograr el mismo fin, que era el diseño completo de un helicóptero de fácil construcción y a la vez económico, sin dejar de lado su eficiencia y rendimiento.

En un inicio se delimitó el tema, y como se muestra posteriormente en el alcance del proyecto, se realizó el diseño conceptual y el diseño aerodinámico de la pala de la aeronave antes mencionada sin intervenir en el modelado físico de ésta.

Uno de los puntos más importantes que se requieren para poder realizar el diseño de una pala de helicóptero es conocer los perfiles aerodinámicos a utilizar, para lo cual, se necesitó realizar una investigación con el fin de recabar información acerca de los modelos más eficientes que se han presentado en la historia y tomarlos como base para el desarrollo de un proyecto con alta eficiencia aerodinámica en las diferentes condiciones de vuelo.

El presente trabajo consta de cinco capítulos, los cuales se resumen de la siguiente manera:

En el capítulo primero se muestran las generalidades de los helicópteros monoplaza, así como los avances actuales en la misma materia y una introducción de lo que es la pala de un rotor principal.

En el capítulo segundo se establecen las características y parámetros que definen un rotor principal. Se toman como valores los parámetros específicos del helicóptero Furia, con el fin de conceptualizar las palas del mismo.

En el capítulo tercero se presenta el procedimiento que se debe llevar a cabo para hacer la selección del perfil aerodinámico de las palas, con el fin de que éstas tengan buen desempeño y buenas cualidades.

El capítulo cuarto señala los pasos a seguir para hacer un modelo geométrico de la pala en un software de computadora especializado. Cabe mencionar que para el desarrollo de este capítulo se necesitan los parámetros obtenidos en el segundo y tercer capítulo.



El quinto y último capítulo exhibe todo lo referido con el estudio aerodinámico que se ha efectuado a la pala, levantamiento, velocidades, potencias y demás parámetros sobre el comportamiento de la pala.

OBJETIVO GENERAL

Elaborar el diseño conceptual y el cálculo aerodinámico de las palas del rotor principal para la aeronave de ala rotativa monoplaza, helicóptero "Furia".

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Elaborar el diseño conceptual de la pala.
- Seleccionar los perfiles que constituirán la pala.
- Realizar el modelado geométrico de las palas con software de CAD.
- Desarrollar el cálculo aerodinámico.

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

En el seminario de "Diseño Aerodinámico y Mantenimiento de Helicópteros" se trabaja en el modelado geométrico de un helicóptero monoplaza llamado "Furia", dividiéndose el mismo por secciones, entre los participantes del seminario.

A pesar de que se tienen algunos planos de la aeronave, surge la necesidad de diseñar las palas para el rotor principal, por lo cual se decidió realizar la conceptualización y el cálculo aerodinámico de las mismas con el fin de lograr el buen funcionamiento de la aeronave.



JUSTIFICACIÓN

Debido a la carencia de propuestas nacionales sobre el diseño de aeronaves de ala rotativa y de sus componentes, surge la idea de diseñar una pala de rotor principal para hacer más eficiente el vuelo de un helicóptero.

Como se ha mencionado, existe la necesidad y oportunidad de diseñar las palas para el helicóptero "Furia", por lo cual se toma la decisión de trasladar la idea general a un caso particular, como es el diseño de las palas del rotor principal para esta aeronave.

ALCANCE

- Diseño conceptual de las palas que incluye variantes como: longitud de pala y cuerda de pala.
- Selección del perfil a utilizar en las palas.
- Modelado geométrico de la pala mediante software especializado.
- Cálculo aerodinámico del desempeño de la pala al someterla a diversas cargas.



CAPÍTULO I ESTADO DEL ARTE

El presente capítulo hace referencia a las generalidades de los helicópteros monoplaza, así como a las diferentes configuraciones de rotores principales que existen de éstos. Muestra una breve reseña de los diseños de helicópteros monoplaza de los últimos tiempos y del helicóptero "Furia", del cual se pretenden diseñar las palas para su rotor principal. Además se presenta una introducción de lo que son las palas de un rotor.

1.1 Generalidades de los helicópteros monoplaza

El **helicóptero** es una aeronave sustentada, a diferencia de las aeronaves de ala fija, por un conjunto de alas giratorias, mejor conocido como rotor, situado en la parte superior del aparato. Esta aeronave es propulsada horizontalmente mediante la inclinación del rotor y la variación del ángulo de ataque de sus palas. Existen varias maneras de clasificar a los helicópteros, las cuales pueden ser: por su sistema anti par, por la posición de su rotor o rotores, o bien, por el número de personas que pueden transportar; en esta última se tienen a los helicópteros monoplaza, los cuales, como su nombre lo indica, pueden transportar a una sola persona (el piloto).

Básicamente los helicópteros monoplaza se dividen en dos: uno es con sistema anti par de rotor de cola convencional y el otro es con dos rotores principales coaxiales.

Un helicóptero con rotores coaxiales tiene dos rotores, uno sobre del otro, que proporcionan sustentación y además giran en sentidos contrarios, lo cual cancela el par torsional que cada rotor ejerce sobre el helicóptero El otro tipo es el de rotor de cola convencional, el cual sólo tiene un rotor para la sustentación y en la parte trasera un pequeño rotor en posición vertical que ejerce una fuerza contraria al par torsional generado por el rotor principal, compensando así el mismo par. En la figura 1.1 se puede apreciar claramente la diferencia entre la posición de los rotores en cada configuración.





Figura 1.1 a) Rotores coaxiales, b) Rotor convencional con rotor de cola

Un helicóptero con rotores coaxiales presenta ciertas ventajas y desventajas con respecto a uno convencional con rotor de cola.

Algunas de las ventajas que éste presenta son:

- El tamaño neto del rotor se reduce dado que se dispone de dos rotores para producir la sustentación necesaria.
- Evita la colocación de un rotor de cola, lo cual puede beneficiar al minimizar la longitud del helicóptero.
- En caso de fallo de motor, tiene mucha más capacidad de hacer autorotación y aterrizar con mayor sustentación.

Por el contrario, algunas de las desventajas que presenta este tipo de configuraciones son:

- Ya que existe una interacción entre los flujos de los dos rotores, la potencia inducida tiende a incrementar hasta en un 40%.
- Los mecanismos de control de estos rotores se vuelven demasiado complicados y su precio incrementa. Además, la cabeza de este rotor presenta mayor resistencia al avance.

A pesar de las ventajas que ofrece un helicóptero con rotores coaxiales, se ha decidido que el helicóptero "Furia" mantenga su configuración de rotor convencional, esto debido a que se tienen ya los planos de todo el helicóptero, incluyendo el rotor de cola y la cabeza del rotor principal.



1.2 Avances actuales de helicópteros monoplaza

Algunas compañías y personas se han dedicado a la elaboración de estos helicópteros monoplaza, entre éstas se encuentran: Kamov, Yanagisawa GEN, Airscooter Corporation, Cicare, American Sportscopter, entre otras. A continuación se presentan 2 ejemplos de helicópteros monoplaza desarrollados en los últimos años por Airscooter y por American Sportscotper. Se seleccionaron estos dos debido a que uno tiene configuración de rotores coaxiales y el otro tiene configuración de rotor convencional.

Yanagisawa GEN H-4

Este helicóptero tiene como principal característica dos rotores configurados coaxialmente, cada uno de dos palas. Se ha llegado a considerar el más pequeño del mundo por sus verdaderamente cortas medidas de diámetro de rotor, altura, longitud, etc. La velocidad angular del rotor es entre 800 y 900 rpm.

Con respecto a los controles de vuelo, el control de los dos ejes está dado por la inclinación del rotor, la guiñada es controlada por un interruptor de pulgar que se encuentra operando con un motor eléctrico sobre el panel de instrumentos, el cual presenta una diferencia de velocidades entre los rotores del 1%.

En lo que a su estructura se refiere, está dada por un fuselaje de tubos de aluminio de 5cm de diámetro, asientos y porta equipaje de fibra de vidrio, palas del rotor de fibra de carbono y kevlar con núcleo de espuma. El tren de aterrizaje está dado por cuatro pequeñas llantas, cada una comprendida por múltiples rodillos en un arreglo circular tal y como se observa en la figura 1.2.1.

La planta motriz es de dos cilindros con ignición independiente, éstos posicionados simétricamente sobre la plataforma pivotante, cada uno entregando 7.5 kw a 8,500 rpm. Cuenta con un tanque de combustible en la parte trasera del asiento con una capacidad de 19 litros.

Ficha técnica del Gen H-4

- Diámetro del rotor: **4.00m**
- Peso máximo de despegue: 220kg
- Peso en vacío: 70kg





- Velocidad nunca excedida: 90km/h
- Velocidad de crucero: **80km/h**
- Techo de servicio: **3000m**
- Rendimiento: 1h



Figura 1.2.1 Helicóptero monoplaza con rotores coaxiales GEN H-4.

American Sportscopter Ultrasport 254

Características de diseño: El objetivo de diseño de esta aeronave fue que el peso básico de operación no excediera los 115kg (254 lb) y con esto cumplir con el FAR Pt. 103. Las palas están construidas con materiales compuestos con peso en la punta para la conservación de la energía cinética en caso de falla del motor. La unidad de rotor de cola lleva un estrecho pero racionalizado botalón de cola. El embrague centrífugo del motor engancha el rotor a las 2000 rpm y automáticamente lo desengancha en caso de falla del motor. Esta aeronave tiene un tiempo de construcción de 80 horas aproximado.

En relación a la parte de los controles de vuelo, cuenta con un mando colectivo y cíclico convencional y pedales para el control de la guiñada.

La estructura general está constituida por resina epóxica, fibra de grafito y honeycomb, el botalón de cola está totalmente constituido de aluminio, al igual que el tren de aterrizaje.

Cuenta con una batería de 12 volts, alternando a 14 volts, lo cual es apropiado para alimentar al motor.

Ficha técnica del Ultrasport 254

- Diámetro del rotor principal: 6.4m,
- Diámetro del rotor de cola: 0.76m,
- Alto: **2.39m**,
- Peso de despegue: 294kg,
- Peso en vacío: 150kg,
- Velocidad máxima: 167km/h,
- Velocidad de crucero: 101km/h,
- Relación máxima de ascenso: 305m/min,
- Techo de servicio en vuelo estacionario: 3290m,
- Alcance a 100km/h: 241km



Figura 1.2.2 Helicóptero monoplaza con rotor convencional y fenestron en el rotor de cola Ultrasport 254.





Helicóptero "Furia"

Este diseño incluye inteligentes soluciones mecánicas para obtener un vehículo con notables características de vuelo estable y sin embargo fácil de construir.

Para asegurar una operación precisa y suave, todas las partes móviles se han montado sobre rodamientos.

El rotor de cola es de cardán que garantiza una transmisión de energía positiva, sin los problemas observados en las matrices de correa.

En los controles de mando se utilizan barras rígidas de control para los controles de paso cíclico y colectivo.

El mástil del rotor principal y el botalón de cola están hechos de un tubo de aleación de aluminio, lo que acelera y simplifica el proceso de construcción.

La estructura principal del helicóptero es de tubo de acero, lo que proporciona un fuerte apoyo para todos los componentes. Los patines también se hacen con acero.

Ficha técnica del Helicóptero "Furia"

- Diámetro del rotor principal: 5.79 m.
- Diámetro del rotor de cola: 1.09 m.
- Altura: 2.1 m.
- Ancho: 3.81 m.
- Peso máximo de carga: 317.51 Kg.
- Peso en vacío: 147.41 Kg.
- Peso de paga: 158.75 lbs.
- Capacidad de carga de combustible: 30.24 Lt.
- Asientos: 1
- Velocidad máxima: 152.85 Km/h
- Velocidad de crucero: 112.63 Km/h
- Relación de ascenso: 335.2 m/min.
- Techo de servicio: 3810 m.
- Motor: Rotax 65 hp.



Figura 1.2.3 Helicóptero Furia. Diseño original.



1.3 La pala de un rotor y su aerodinámica

Una pala es una superficie de sustentación, puede considerarse como el ala de un avión convencional, salvo que a diferencia de ésta, la pala no está fija y cuando está en operación tiene un movimiento continuo de rotación alrededor de un eje.

Es común que la dirección de rotación de las palas sea en el sentido contrario de las manecillas del reloj, aunque, en algunas compañías es en el mismo sentido; si se toma la dirección como la contraria a las manecillas, el lado derecho será conocido como *lado que avanza* y el izquierdo como *lado que retrocede*, como se aprecia en la figura 1.3.1.



Figura 1.3.1 Funcionamiento de la pala.

Al entrar el rotor en operación se originan dos fuerzas sobre la pala, la fuerza de levantamiento L, la cual es normal al viento relativo y se considera positiva cuando es hacia arriba; y la fuerza de resistencia al avance D, la cual es opuesta a la velocidad de desplazamiento de la pala y perpendicular a la fuerza de levantamiento. Al proyectar estas dos fuerzas al eje de las abscisas y las ordenadas, se obtiene como resultado la fuerza vertical Fy y la fuerza horizontal Fx. La fuerza vertical también se conoce como fuerza de tracción, en la figura 1.3.2 se pueden apreciar las fuerzas de levantamiento y resistencia al avance y sus proyecciones, así como los diferentes ángulos y velocidades que existen en la pala.



Donde:

 θ = Ángulo de paso: Es el ángulo de posición del perfil de pala respecto al plano de rotación.

 Φ = Ángulo de entrada de flujo o ángulo inducido: Es el ángulo formado entre el viento relativo y el plano del disco rotor.

 α = Ángulo de ataque de la pala: Es el ángulo formado entre la línea de cero sustentación y el viento relativo.

 Ωr = Velocidad tangencial debida al movimiento de rotación en la pala: Está en función del radio.

V = Velocidad del viento relativo: Es la velocidad del viento incidente sobre el perfil.

 V_1 = Velocidad inducida: Es normal al plano del disco y positiva cuando fluye hacia abajo a través del disco rotor, produciendo tracción.



Figura 1.3.2 Fuerzas, ángulos y velocidades que existen en la pala.

Cabe mencionar que en una pala existen muchas fuerzas, velocidades y ángulos cuando ésta está en funcionamiento. Las presentadas anteriormente son de las más distintivas.



CAPÍTULO II PARÁMETROS QUE DEFINEN UN ROTOR PRINCIPAL Y SUS PALAS

El presente capítulo presenta las características y parámetros que definen un rotor principal, además muestra una breve descripción de cada parámetro, explica también las propiedades cualitativas y cuantitativas de cada uno, lo cual afecta directamente a las palas del rotor y conduce a determinar las características de la misma para el diseño conceptual.

2.1 Número de palas

La selección del número de palas se basa más en criterios estructurales y dinámicos que en aerodinámicos. Helicópteros ligeros suelen presentar 2 palas mientras que helicópteros pesados suelen tener 4, 5 o 6 palas.

El número de palas es directamente proporcional a la fuerza de sustentación generada, pero también lo es para la potencia requerida, siendo esta la razón por la cual la mayoría de los rotores cuentan con sólo dos palas, por ser ésta la configuración que requiere de menos potencia.

Un bajo número de palas reduce el peso del rotor principal y proporciona mejor fiabilidad y facilidad de mantenimiento, mientras que un alto número de palas disminuye en general el nivel de vibraciones transmitido a la estructura y reduce ligeramente las pérdidas de punta de pala. Además, un número elevado de palas produce vórtices de punta de pala más débiles, disminuyendo por tanto las cargas debidas a la interacción entre estos vórtices y pala. Sin embargo, con un número de palas mayor, el número de posibles interacciones entre pala y vórtices, obviamente aumenta, esto afectará tanto a la frecuencia como a la direccionalidad del ruido aerodinámico.

Las actuaciones en vuelo estacionario apenas se ven afectadas por el número de palas, siendo éste parámetro realmente secundario para esta condición.

Para el helicóptero en cuestión, es decir, el vehículo monoplaza "Furia", se decide que el rotor principal sea de **dos palas**, esto es porque se desea que sea



poco el peso del mismo y además desde el diseño primordial, éste es el número de palas requerido.

2.2 Diámetro del rotor principal.

El diámetro de un rotor principal es la línea recta que pasa por el centro del disco rotor y une dos puntos opuestos de la circunferencia formada por el mismo disco. Para determinar la medida de este diámetro es necesario considerar diversos puntos.

El vuelo estacionario suele ser beneficiado por diámetros grandes, lo que conlleva a bajas cargas de disco, menores velocidades inducidas y menores potencias inducidas e implican también buenas características en auto-rotación porque son capaces de almacenar mayores cantidades de energía cinética rotacional. Los inconvenientes de grandes diámetros de rotor son helicópteros más grandes, pesos y costos más elevados, menor maniobrabilidad, entre otros.

Diámetros pequeños implican menor potencia de perfil, mayor eficiencia en general en vuelo en avance, menores deflexiones estáticas de las palas, mayor maniobrabilidad, menores pesos y menores costos. El gran inconveniente de éstos es la poca sustentación que proporcionan.

En la determinación del diámetro para el rotor principal del helicóptero "Furia" se utilizó un método estadístico. Como se ha mencionado, el peso de la aeronave influye directamente en el diámetro del rotor, ya que dependiendo del peso, el diámetro será mayor o menor. Así que para saber la medida adecuada, para este caso se han tomado valores de peso y diámetro del rotor de 63 helicópteros monoplaza. Las características de estos helicópteros se muestran en el apéndice A con fines de elaborar un gráfico del diámetro en función del peso. Con dicho gráfico se elabora una línea de tendencia. Se conoce el peso del helicóptero, el cual será de 1.2 veces 317.5 Kg., o sea, **381 Kg**., esto porque al modelo original del "Furia" se le pretende agregar un carenado a su fuselaje, por lo que el peso se incrementará. Entonces, conociendo el peso y teniendo la línea de tendencia se determina directamente el diámetro que debe tener. En la figura 2.2 se presenta el gráfico con su línea de tendencia (éste se hizo con apoyo de Microsoft Excel).



Al efectuar el procedimiento anterior, se ha definido que el diámetro del rotor sea de D=6.4 m, lo que dará la medida de la pala; sólo será necesario sustraer la medida de excentricidad que tiene el rotor.



Figura 2.2 Gráfico Diámetro vs Masa de 61 helicópteros monoplaza con línea de tendencia.

2.3 Cuerda de las palas del rotor principal.

La cuerda es la línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida. Es una dimensión característica del perfil aerodinámico. Esta cuerda está directamente relacionada con la superficie de la pala, así como al diámetro, por lo tanto es un factor importante al hablar de la solidez.

De la misma manera que se determinó el diámetro necesario con un método estadístico, también se decidió determinar la cuerda para el rotor del helicóptero "Furia" de la misma manera, ya que el diámetro del rotor está directamente relacionado con la solidez y por lo tanto con la medida de la cuerda del rotor



principal. Se decidió hacer la colección de las medidas de las cuerdas y de diámetro de todos los helicópteros monoplaza que fuera posible, de esta manera se logró conseguir el dato de la cuerda de 22 aeronaves, incluyendo el helicóptero "Furia". Con estos datos se gráfico la cuerda en función del diámetro de estos vehículos y al igual que en la determinación del diámetro, se proyectó una línea de tendencia para conocer la medida de la cuerda.

Es importante recordar que debido a que el peso de la aeronave no será el ismo del diseño original, al igual que se modificó la medida del diámetro de rotor, también cambia la medida de la cuerda. Al hacer el cálculo se determina que la medida de la cuerda es de c=21 cm. En la figura 2.3 se muestra el gráfico de diámetro vs cuerda.



Figura 2.3 Gráfico Diámetro vs Cuerda de 61 helicópteros monoplaza con línea de tendencia.



2.4 Solidez del rotor.

La solidez del rotor representa el área efectiva de sustentación del rotor, es decir, es una relación de la superficie formada por la circunferencia imaginaria del disco rotor entre la superficie de las palas del mismo rotor. En la Fig. 2.4 se puede apreciar esta relación, la cual está dada por:

 $\sigma = \frac{\text{\'Area de las palas}}{\text{\'Area del disco rotor}}$

Por lo que la relación se reduce a:

$$\sigma = \frac{Ap}{A} = \frac{bcR}{\pi R^2} = \frac{bc}{\pi R}$$

Como se aprecia en las igualdades anteriores, la solidez es adimensional y además se relaciona directamente con el diámetro del rotor y con la cuerda de las palas; por lo que la solidez para el helicóptero "Furia" es:



Figura 2.4 Ilustración de la relación de Solidez.



2.5 Torcimiento de pala.

Generalmente una pala se diseña y construye con torcimiento. Existen dos tipos de torcimiento: el torcimiento geométrico y el torcimiento aerodinámico. El torcimiento aerodinámico se refiere al cambio de perfil en cada sección o posición radial en torno a la pala. El torcimiento geométrico se refiere al cambio de ángulo de paso que tiene cada perfil en su posición radial, pero conservando el mismo perfil a lo largo de toda la pala. Este torcimiento tiene dos divisiones: lineal e ideal. En el torcimiento geométrico lineal existe un cambio entre el ángulo de paso del perfil de raíz y el del perfil de punta, sin tomar en cuenta cada estación; en cambio, el torcimiento geométrico ideal tiene la característica de que en cada sección radial se posiciona el perfil para obtener una fineza máxima.

La mayoría de las palas de los helicópteros actuales están torcidas de tal forma que el ángulo de paso en la punta de la pala es menor que el ángulo de paso en la raíz, siendo el torcimiento lineal el más común. Las palas se construyen con este torcimiento debido a que el margen de desempeño comparado con el ideal es pequeño, en cambio, presenta mucha mayor facilidad de diseño y construcción. El valor del torcimiento lineal se encuentra normalmente en el intervalo de -5° a - 16°. Para el helicóptero "Furia" se decide que el torcimiento sea lineal y tenga un valor medio entre los intervalos anteriores, así que éste será de **10° negativos**.

2.6 Velocidad angular.

La velocidad angular es una medida de la velocidad de rotación. Se define como el ángulo girado por unidad de tiempo. Su unidad en el S.I. es el radián por segundo (rad/s), también es posible expresarla en revoluciones por minuto (RPM). La velocidad angular en el rotor del helicóptero es un parámetro de mucha importancia que siempre se debe tomar en cuenta, ya que de ésta se desprende la velocidad tangencial en la pala y también ayuda en la solución y cálculo de muchos otros valores.

Para el caso de estudio no se cuenta con la velocidad angular del helicóptero "Furia", ésta se calculará con el régimen de rotación, partiendo de la velocidad tangencial. Se ha definido que para este rotor la velocidad tangencial en la punta de la pala no deberá sobrepasar el 0.7 de Mach. Sabiendo esto y que la velocidad máxima del helicóptero es de 95 MPH se puede calcular la velocidad tangencial con la siguiente igualdad:

$$V_{0.7Mach} = U + V_{NE}$$
 (2.5.1)

El techo de servicio para el helicóptero "Furia" es de 12500 ft, así que se calcula la velocidad del sonido a esta altura:

$$Vs_{12500ft} = 20.05 \sqrt{T \, {}^{\circ}K_{12500ft}} = 325.396 \, m/s$$

Así que:

$$V_{0.7Mach} = 0.7V s_{12500ft} = 227.777 m/s$$

La velocidad máxima es de 95 MPH, es decir:

$$V_{max} = 95 Mi/h = 42.459 m/s$$

Se hace la consideración de que la velocidad de nunca exceder va a ser igual a 1.1 veces la velocidad máxima del helicóptero, por lo que:

$$V_{NE} = 1.1 V_{max} = 46.705 \ m/s$$

De la ecuación (2.5.1) se despeja la velocidad tangencial (U):

 $U = V_{0.7Mach} - V_{NE}$ (2.5.2)

Así que la velocidad tangencial para el "Furia" es:

$$U = 227.777 \ m/s - 46.705 \ m/s$$

$$U = 181.071 \, m/s$$

Ahora, partiendo de la velocidad tangencial, se calcula la velocidad angular de la aeronave:

$$\Omega = \frac{U}{R}$$

$$\Omega = \frac{181.071 \ m/s}{3.2 \ m} = 56.584 \ rd/s$$



Expresada en RPM la velocidad angular es:

 $\boldsymbol{\Omega} = 540.346 \ RPM \approx \mathbf{540} \ RPM$

2.7 Excentricidad

La excentricidad es la medida de la distancia que existe entre la raíz de la pala del rotor y el eje de rotación. Esta distancia es importante porque en esta parte no existe fuerza de levantamiento debido a que no hay elementos sustentadores, además es útil para definir las dimensiones exactas de la pala, ya que del radio del rotor se tiene que sustraer esta distancia para saber la longitud efectiva de cada pala.

Esta excentricidad es muy sencilla de definir para el helicóptero "Furia", ya que se cuenta con los planos de la cabeza del rotor principal, por lo que simplemente se tienen que consultar. Teniendo así que la excentricidad es de e = 0.258 m.

2.8 Longitud de pala.

La longitud de la pala no será la misma que la longitud del radio del rotor debido a la excentricidad, por lo que es necesario hacer una simple sustracción de la medida de excentricidad a la medida del radio del rotor, para conocer la longitud de la pala:

$$Lp = \frac{D}{2} - e$$
$$Lp = 3.2 - 0.258$$

Al efectuar esta simple sustracción se determina que la longitud efectiva de la pala es:

$$Lp=2.942\ m$$

2.9 Número de Reynolds.

El Número de Reynolds se define como la relación existente entre las fuerzas inerciales y las fuerzas viscosas (o de rozamiento).

$$N_{Re} = \frac{Fuerzas \ Inerciales}{Fuerzas \ Viscosas} = \frac{\rho DV}{\mu}$$

Este número es adimensional y puede utilizarse para definir las características del flujo. El número de Reynolds proporciona una indicación de la pérdida de energía causada por efectos viscosos. Para las alas de una aeronave o en este caso las palas:

$$N_{Re} = \frac{\rho c U}{\mu}$$

Donde: N_{Re} = Número de Reynolds.

- ρ = Densidad del aire.
- c = Cuerda de la pala.
- U = Velocidad tangencial en la punta de la pala.
- μ = Viscosidad dinámica del aire.

Para el helicóptero "Furia" los valores de densidad y de viscosidad dinámica del aire se tomaron a una altitud de 12500 ft, ya que es el techo de servicio del helicóptero; al efectuar el cálculo del Número de Reynolds para las palas de esta aeronave se obtiene que:

$$N_{Re} = 1904560$$



CAPÍTULO III SELECCIÓN DE PERFIL

Existe una gran dificultad para la selección de perfiles para una pala, debido a que ésta se encuentra en rotación y presenta diferentes fenómenos, por esto se convierte en una tarea mucho más compleja que para un ala fija. En este capítulo se muestra el procedimiento que se siguió para seleccionar el perfil de la pala y también las características que este perfil debe tener.

3.1 Principios a tomar en cuenta para la selección de perfil.

Los perfiles son sometidos a un cambio constante de ángulo de ataque, además son sometidos a cambios de número de Mach dependiendo de su posición azimutal, por lo que existe gran dificultad para encontrar un perfil que satisfaga todas las necesidades aerodinámicas. En la figura 3.1 se presenta un diagrama del comportamiento de un perfil, dependiendo de su ángulo de ataque en determinada sección de pala y en función del número de Mach, esto parametrizado con la posición azimutal del perfil.



Figura 3.1 Diagrama de operación de un perfil

Para coeficientes de avance mayores, el diagrama se dilata y puede empezar a invadir restricciones claras en el funcionamiento aerodinámico de los perfiles.





El lado de avance presenta bajos ángulos de ataque, es decir, valores pequeños de C_L y elevados números de Mach. Fácilmente puede alcanzarse el Mach de divergencia e incluso haber aparición de onda de choque.

El lado de retroceso presenta altos ángulos de ataque, es decir, altos valores de C_L y bajos números de Mach. Fácilmente pueden aparecer condiciones de entrada en pérdida dinámica o estática.

En la figura 3.2 se representan las restricciones asociadas al Mach de divergencia y a la entrada en pérdida de los perfiles.



Figura 3.2 Diagrama de operación de un perfil con fronteras.

Para la selección de un perfil para una pala es necesario tomar en cuenta una serie de requisitos generales que debe cumplir este perfil, los cuales son:

- > Coeficiente de sustentación máximo elevado.
 - Permite: Rotores con solideces menores y por tanto, más ligeros ($C_T/\sigma = C_L/6$); vuelos a grandes tracciones y por tanto mayor maniobrabilidad.
 - Exige: Espesor relativamente delgado; curvatura más o menos elevada para proporcionar coeficientes de sustentación elevados.
- > Mach de divergencia elevado.
 - Permite: Vuelos a velocidades de avance mayores sin aumentos de potencia ni de ruido.
 - Exige: espesor suficientemente delgado.



- Relación L/D lo más elevada posible en un amplio rango de números de Mach. Esta característica proporciona baja potencia de perfil, mejores FM y menores velocidades de descenso en auto-rotación.
- Coeficiente de momento del perfil bajo. Esta característica permite minimizar vibraciones, momentos de torsión en la pala y mantener las cargas del control dentro de márgenes razonables.

3.2 Características de selección del perfil.

Una vez teniendo los parámetros mostrados en el capítulo anterior, principalmente el número de Reynolds, se dio paso a la evaluación de perfiles para seleccionar aquel que cumpliera con las mejores características aerodinámicas. Para esto, al igual que en la determinación del diámetro del rotor principal (Cap.2), se realizó un estudio estadístico y se seleccionaron los 10 perfiles más utilizados en los helicópteros monoplaza y se prosiguió a su estudio.

Primero se construyen las gráficas polares de los 10 perfiles seleccionados, estas gráficas se logran construir con el programa *Design Foil*, éste permite hacerlo con el número de Reynolds exacto, el cual aparece en la sección 2.9. Las curvas obtenidas y las características de cada perfil se presentan en el Apéndice B.

Posteriormente se llevó a cabo la evaluación de los perfiles aerodinámicos de acuerdo al siguiente criterio (los valores de importancia de cada característica fueron otorgados de acuerdo a criterios de diseño):

- Coeficiente de sustentación máximo (25%).
- Coeficiente de resistencia al avance mínimo (20%).
- Fineza (30%).
- Simetría del perfil (5%).
- Cualidad sustentadora (10%).
- Relación t/c (10%).



Coeficiente máximo de sustentación.

Indica la capacidad relativa para producir la fuerza de sustentación o elevación. Permite vuelos con grandes tracciones y por tanto con mayor capacidad de maniobrabilidad, por lo tanto se deben de presentar valores de espesor relativamente bajos con una curvatura más o menos elevada para presentar coeficientes de sustentación elevados.

Coeficiente de resistencia al avance mínimo.

Indica la capacidad de resistencia de la fuerza que sufre un cuerpo al moverse a través del aire en la dirección de la velocidad relativa entre el aire y el cuerpo. La resistencia es siempre en sentido opuesto a dicha velocidad, por lo que habitualmente se dice que es la fuerza que se opone al avance de un cuerpo a través del aire. Éste debe ser mínimo para que en el helicóptero la potencia requerida sea menor.

Fineza (C_L/C_D).

La fineza aerodinámica es la relación del levantamiento entre la resistencia al avance. Se debe seleccionar la más alta para fines de evaluación, ésta proveerá el mejor ángulo de ataque.

Simetría del perfil.

Los perfiles simétricos además de que son mucho más fáciles de construir, ayudan a reducir las vibraciones que se puedan generar en el rotor principal debido a que mantienen su centro de presiones fijo.

Cualidad sustentadora ($C_L^{3/2}/C_D$).

Esta relación es importante ya que está en función de la potencia requerida del rotor principal y permite conocer la capacidad de sustentación del perfil aerodinámico.



Relación t/c (espesor/cuerda del perfil).

Sabemos que entre más delgado sea un perfil se produce menor resistencia al avance pero también se pueden llegar a desplomar más rápidamente, es por ello que el perfil debe tener una relación t/c apropiada para garantizar una mayor eficiencia en vuelo.

3.3 Evaluación de Perfiles.

La evaluación de los perfiles y la selección del mas adecuado para la pala se muestra a continuación.

No.	Perfil	Clmax	Cdmin	(Cl/Cd)max	Simetria	((Cl^3/2)/Cd)max	t/c(%)	Calificación
1	Clark Y	1.557	0.0074	117.1578947	Ν	95.0772921	11.69	
		10	3	10	0	10	9	
		2.5	0.6	3	0	1	0.9	8
2	N0012	1.46	0.0072	89.17293233	S	76.39744186	12	
		9	5	4	10	7	7	
		2.25	1	1.2	0.5	0.7	0.7	6.35
3	N0015	1.399	0.0074	89.40740741	S	74.72372671	15	
		6	3	5	10	6	6	
		1.5	0.6	1.5	0.5	0.6	0.6	5.3
4	N23012	1.447	0.0073	97.67857143	Ν	78.98879412	12	
		7	4	7	0	8	7	
		1.75	0.8	2.1	0	0.8	0.7	6.15
5	N63105	0.774	0.0056	83.8961039	S	18.68570423	5	
		1	9	1	10	1	10	
		0.25	1.8	0.3	0.5	0.1	1	3.95
6	N8H12	1.352	0.0055	117.0588235	Ν	69.01663592	11.98	
		3	10	9	10	4	8	
		0.75	2	2.7	0	0.4	0.8	6.65
7	N63412	1.283	0.0063	95.92105263	N	55.65395576	12	
		2	7	6	0	2	7	
		0.5	1.4	1.8	0	0.2	0.7	4.6
8	N23015	1.452	0.0073	103.1481481	N	86.28930818	15	
		8	4	8	0	9	6	
		2	0.8	2.4	0	0.9	0.6	6.7
9	N63018	1.383	0.0064	89.02985075	S	73.11513443	18	
		5	6	3	10	5	5	
		1.25	1.2	0.9	0.5	0.5	0.5	4.85
10	N63015	1.381	0.0062	88.1147541	S	68.35616118	15	
		4	8	2	10	3	6	
		1	1.6	0.6	0.5	0.3	0.6	4.6
Import	ancia	25%	20%	30%	5%	10%	10%	

Tabla 3.1 Evaluación de los perfiles aerodinámicos.


Como nos muestra la tabla anterior, el perfil con mejores características y por lo tanto con mayor promedio de calificación es el Clark Y, el cual va a ser el perfil a utilizar para el diseño de las palas del rotor principal. En la figura 3.2 y 3.3 se puede observar la forma del perfil, asi como sus curvas de comportamiento.



Figura 3.3 Perfil Clark Y.



Figura 3.4 Gráficas **a Vs Cl**. Y Cl vs Cd del perfil Clark Y.



CAPÍTULO IV MODELADO GEOMÉTRICO

Este capítulo presenta el procedimiento para elaborar el modelado geométrico de la pala en el software de diseño NX V.6 de Siemens (Unigraphics). Para elaborar el correcto modelado se utilizarán los parámetros obtenidos en capítulos anteriores.

4.1 Cálculo del centro de masa de perfil.

Es necesario tener el centro de masa (CM) del perfil para que el torcimiento de la pala se haga sobre el mismo centro. Para saber las coordenadas del CM se hace el siguiente procedimiento.

Se crea un archivo nuevo de modelado en NX, después se importan los puntos de construcción del perfil "Clark Y" seleccionado en el capítulo 3; estos puntos se muestran en el apéndice B. Previamente se debe crear un archivo de texto con extensión ".dat", el cual contiene estos puntos y con la herramienta *Spline* se logra importar estos puntos, cuando se importan los puntos se cuadra el borde de ataque con el origen de los ejes coordenados automáticamente.

Se escala el perfil importado para darle las dimensiones de cuerda deseadas, las cuales se han obtenido en el capítulo 2. Esto se logra con la herramienta de *Transform*, dando clic derecho sobre el perfil importado, ahí se encuentra la herramienta deseada, se selecciona y después se utiliza la herramienta *Scale*, por default la cuerda que tiene el perfil es de 1mm, entonces lo único que se debe hacer es cambiar la escala a la misma medida de la cuerda, la cual es de 210mm. Este perfil se muestra en la figura 4.1.1. Se debe guardar este perfil para utilizarlo posteriormente.





Figura 4.1.1 Perfil importado y escalado.

Se hace una extrusión de la superficie del perfil de 10mm, 5mm en el vector "-Y" y los otros 5mm en el vector "Y", esto con el fin de crear un pequeño cuerpo para efectuar el análisis correspondiente. En la figura 4.1.2 se muestra el cuerpo logrado.

Al tener el cuerpo elaborado se utilizan las herramientas de análisis de este software, las cuales permiten saber el centro de masa. Entonces se abre *Analysis* y después la herramienta *Measure Bodies*, se selecciona el cuerpo y se activa la opción Mostrar ventana de información (*Show Information Window*). Posteriormente, se despliega una ventana con varios parámetros del cuerpo, el parámetro de interés es el centro de masa.

Center of Mass Xcbar, Ycbar, Zcbar = 88.300716997, 0.000144170, 5.604146287

Ahora se procede a hacer el redondeo de las cifras y se obtienen las siguientes coordenadas:

Centro de Masa. X = 88.3 Y = 0.0 Z = 5.6





Figura 4.1.2 Cuerpo para efectos de análisis y cálculo de CM.

4.2 Perfiles de pala.

Como se sabe, el torcimiento es el cambio de ángulo de paso entre el perfil de raíz y el de punta; en el capítulo 2 se ha definido que este cambio será de -10°.

Para poder efectuar este torcimiento es necesario modelar el perfil de raíz y el perfil de punta por separado y este segundo con los -10° de torcimiento. La versión 6 del software NX no permite rotar elementos, así que para poder rotar el perfil de punta se utilizó la versión 5.

En la parte anterior se ha modelado el perfil de pala, se procede a trasladar el origen de los ejes coordenados al CM del perfil, se guarda este perfil como el perfil de raíz el cual se puede apreciar en la figura 4.2 (a).

Se abre un nuevo proyecto para modelar el perfil de punta, en este proyecto se importa el perfil de raíz para solamente rotarlo. Se utiliza la herramienta de *Transform*, con la opción de *Rotate*, aquí se introduce el valor que se va a rotar - 10° sobre el eje "Y" y así se tiene el perfil de punta, el cual se muestra en la figura 4.2 (b).



Figura 4.2 Perfiles de pala a) Perfil de raíz, b) Perfil de punta.

4.3 Modelado final de pala.

En este punto se tienen el perfil de raíz y el de punta de la pala, sólo hace falta unir estos dos perfiles con un cuerpo sólido para tener el modelo geométrico de la pala. Esto es sencillo de lograr, ya que se tienen todos los elementos necesarios y el software proporciona muchas herramientas para ello.

Para empezar, se abre un nuevo proyecto de modelado, en éste se han de importar el perfil de raíz y el perfil de punta. El perfil de raíz, al ser el comienzo de la pala, se importa en la coordenada 0.0 del eje "Y". El perfil de punta se va a importar a una distancia de 2942 mm (longitud de pala) sobre el eje "Y", en la figura 4.3.1 se pueden apreciar estos perfiles con su debida separación.



Figura 4.3.1 Perfil de raíz y de punta separados por 2.942m, la medida de longitud efectiva de pala.

Para poder unir como un sólido estos dos perfiles, el software NX ofrece dos opciones de hacerlo, una es con la herramienta de *Mesh Surface* y la otra es con la herramienta *Sweep*, a continuación se muestra el procedimiento para hacerlo por ambas formas.

Herramienta Mesh Surface.

Esta herramienta es la forma más rápida de terminar el modelado, ya que en la barra de menús, se selecciona *Insert* y posteriormente *Mesh Surface*, éste muestra un submenú y se seleccionala herramienta *Through Curves*.

Se despliega una ventana, en la que solicita escoger las curvas a unir, se elige primero el perfil de raíz para crear la primer sección, después se selecciona agregar sección y se selecciona el perfil de punta. Así se crean las dos secciones a unir. Al momento en que es seleccionada la segunda sección, automáticamente se forma la pala. En la figura 4.3.2 se pueden observar las dos secciones requeridas y la formación de la pala.



Figura 4.3.2 Pala elaborada con la herramienta Mesh Surface.

Herramienta Sweep.

Esta es otra opción para modelar la pala, sólo que esta opción hace un barrido sobre alguna línea guía para unir las secciones. Es muy parecida a la herramienta anterior, con la diferencia de necesitar la línea guía. Primero es necesario crear la línea guía, ésta se crea desde las coordenadas [0,0,0] (que es donde se encuentra



el perfil de raíz), hasta las coordenadas [0,2942,0] (coordenadas donde está ubicado el perfil de punta].

De nuevo se selecciona *Insert* y se abre el submenú de *Sweep*, donde se encuentra la herramienta *Swept*. Se desplegará una pantalla donde, al igual que en la herramienta anterior, se seleccionan las dos secciones a unir (perfil de raíz y punta). Después se elige la línea guía y de inmediato se formará la pala. En la figura 4.3.3 se observa la formación de la pala así como las secciones y la línea guía requeridas.



Figura 4.3.3 Pala elaborada con la herramienta Sweep.

En el apéndice D se presenta el plano de la pala finalizada con todos los parámetros de construcción y en la figura 4.3.4 se muestra la pala finalizada, la cual resulta ser igual con cualquier herramienta utilizada para el modelado.



Figura 4.3.4 Modelo final de pala, no importa la herramienta de construcción la pala se verá igual a ésta.



4.4 Modelado de los elementos que sujetan la pala a la cabeza del rotor principal.

Como se ha mencionado en partes anteriores, se cuenta con los planos de la cabeza del rotor principal del helicóptero "Furia", pero no se cuenta ni con las palas ni con los elementos que sujetan a la pala con la cabeza del mismo rotor. Lo único que se tiene es una imagen de la cabeza del rotor físicamente, la cual se observa en la figura 4.4.1, de esta imagen se ha sacado el diseño de los elementos sujetadores, para que sea posible ensamblarlos con la cabeza del rotor.



Figura 4.4.1 Cabeza del rotor principal y unión de las palas del helicóptero "Furia".

Se procede entonces a modelar estos elementos en el software NX, el procedimiento de modelado para estas partes no será descrito con detalle, sólo se dará una breve explicación, ya que son elementos extras al alcance de este trabajo y además se utilizan los distintos conocimientos adquiridos en un curso del software.

Como se aprecia en la figura 4.4.1 se requieren dos elementos para sujetar la pala, uno que empieza cerca del borde de ataque de la pala y recorre el cuerpo de la misma; y el otro que se ubica en el borde de salida. Obviamente ambos elementos van en la raíz de la pala.



El método de modelado de cada uno de los elementos básicamente fue el mismo, el cual implica importar en un nuevo archivo de modelado la pala hecha en el capítulo anterior, después se modela el elemento sujetador tomando como referencia la misma pala y finalmente se sustrae el volumen de la pala del cuerpo modelado. En las figuras 4.4.2, 4.4.3 y 4.4.4 se muestran los cuerpos de sujeción de pala, así como el ensamble de éstos en la misma pala.



Figura 4.4.2 Elemento sujetador de pala cercano al borde de ataque.



Figura 4.4.3 Elemento sujetador de pala ubicado en el borde de salida.

Además de estas imágenes, en el apéndice D se encuentran los planos de estas piezas para su posible construcción o modelado por algún otro equipo, estos obviamente con todos los parámetros y medidas.



El ensamble de estos dos elementos con la pala se hace por medio de las herramientas del software, esto es, creando un archivo nuevo de ensamble (*assembly*), se agregan los tres componentes y solamente se ubican al origen absoluto ya que se han construido respecto al centro de masa del perfil.



Figura 4.4.4 Ensamble de pala y elementos que la sujetan a la cabeza del rotor principal.



CAPITULO V CÁLCULO AERODINÁMICO

Este capítulo contiene los cálculos aerodinámicos que se han efectuado a la pala, esto es, el levantamiento a lo largo de la pala y la distribución del mismo; también la distribución de las velocidades así como el cálculo de la potencia requerida por la aeronave con la nueva pala.

5.1 Distribución de Velocidades.

La velocidad que una pala de rotor tiene, está dada directamente por su velocidad tangencial y por la velocidad de avance de la aeronave, además de que depende de la posición acimutal de la pala, esta posición empieza en 0 grados tomando como referencia el botalón y aumentará conforme a la dirección de giro del rotor. En la figura 5.1.1 se muestran los vectores de las velocidades a diferentes posiciones acimutales.



Figura 5.1.1 Vectores de velocidades a diferentes grados de posición acimutal.

Para poder obtener la velocidad total se debe sumar algebraicamente la velocidad tangencial y la componente de velocidad de avance del la aeronave:

$$Vt = U + Vasen(\varphi)$$

Los casos más críticos se presentan en los grados acimutales de 90° y 270°; ya que en éstos es donde la pala presenta la máxima y la mínima velocidad en avance y retroceso respectivamente.



Se decide hacer un análisis en estas posiciones acimutales de la pala para ver su comportamiento a diferentes velocidades de avance. Se comienza en vuelo estacionario (hover) donde la velocidad de avance es cero, después se hace un análisis a la velocidad de crucero de la aeronave 70mph y finalmente a la velocidad máxima 95mph. En las figuras 5.1.2, 5.1.3 y 5.1.4 se muestra el comportamiento de la pala en estas diferentes velocidades. En el apéndice C se puede apreciar la memoria de cálculo de estas distribuciones.



Figura 5.1.2 Distribución de velocidades en hover.



En la figura 5.1.2 se puede apreciar que la distribución de velocidades en la pala que avanza y en la que retrocede es exactamente la misma, ya que no existe ninguna velocidad de avance de la aeronave, lo cual quiere decir que no existe ninguna pérdida de velocidad y el levantamiento no se verá afectado por este factor.



Figura 5.1.3 Distribución de velocidades a velocidad de crucero.



Si se observa la figura 5.1.3 se puede apreciar que a la velocidad de crucero (70 mph), la pala que avanza gana velocidad mientras la que retrocede pierde, lo que era de esperarse. El círculo que aparece indica una zona de inversión de flujo, donde la velocidad de la pala cambia de dirección y por lo tanto, no existe levantamiento, esta zona es relativamente corta, sólo existe en los primeros 50cm de pala.



Figura 5.1.4 Distribución de velocidades a velocidad máxima de avance.

A diferencia de la figura 5.1.3, en la figura anterior se puede apreciar que la zona de inversión de flujo aumenta, en este caso llegando a los 80cm



aproximadamente, por lo que esta porción de pala no va a proporcionar sustentación alguna, es por ello que la velocidad máxima de la aeronave (95mph) es un poco baja ya que, si se aumentara, más porción de pala perdería sustentación en el lado de retroceso y en el de avance, la punta se acercaría al régimen subsónico y hasta transónico, lo cual no debe suceder.

5.2 Método de elemento de pala.

Con el método de elemento de pala se calculan las fuerzas que se generan sobre la pala. Debido a su movimiento a través del aire. Básicamente el método de elemento de pala es un método de sustentación aplicado a ala rotativa dentro del cual se establecen criterios de análisis, por lo que se asume que:

- La fuerza de sustentación es uniforme a lo largo de la pala.
- El rotor se encuentra completamente inmerso en la estela.
- Cada sección de pala actúa como un perfil bidimensional con ángulo inducido para producir fuerzas aerodinámicas.
- El ala tiene gran alargamiento.
- Se desprecian los efectos de compresibilidad y estancamiento.

La geometría del elemento de pala se muestra en la figura 4.2. Un elemento de pala es una pequeña porción de pala a una distancia *r* desde el centro de rotación con un ancho que mide una diferencial de radio *dr* y un largo de la medida de la cuerda *c*, formando un rectángulo.

Se define la geometría, las velocidades y las fuerzas que actúan sobre la sección de pala, la cual tiene un ángulo de paso θ , medido desde el plano de rotación a la línea de cero sustentación.

La velocidad del aire que incide sobre la pala tiene componentes a la velocidad tangencial Ωr y a la velocidad inducida *Vi*, tangente y perpendicular al disco del plano respectivamente. Estas velocidades se pueden apreciar en la figura 1.3.2.





Figura 5.2.1 Geometría del elemento de pala.

Se puede partir de la ecuación general del levantamiento y adecuarla al modelo del elemento de pala:

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \qquad (5.2.1)$$

Como se está estudiando solamente un elemento de toda la pala, la ecuación del levantamiento se expresa como diferencial:

$$dL = \frac{1}{2}\rho V^2 dSC_L \qquad (5.2.2)$$

Entonces para poder adaptar esta ecuación al modelo del elemento, es necesario hacer las siguientes consideraciones:

$$V^2 = U^2 = (\Omega r)^2$$
 (5.2.3)

La premisa anterior sería útil solamente para el vuelo en hover, ya que la velocidad tangencial de la pala no se ve afectada por la velocidad de avance de la aeronave, por lo que será mejor definir:

$$V^{2} = (U + Vasen\varphi)^{2} = (\Omega r + Vasen\varphi)^{2}$$
(5.2.4)

También es necesario cambiar la variable de superficie por variables conocidas de la superficie de la pala:

$$dS = cdr \qquad (5.2.5)$$

Con estas igualdades se regresa a la ecuación 5.2.2 y se sustituyen 5.2.4 y 5.2.5, obteniendo:

$$dL = \frac{1}{2}\rho c(\Omega r + Vasen\varphi)^2 dr C_L \qquad (5.2.6)$$

Tomando en cuenta que el levantamiento se tiene que analizar en todas las posiciones acimutales ($\phi=0$ hasta $\phi=2\pi$), entonces:

$$dL = \frac{1}{2} \frac{1}{2\pi} \rho c (\Omega r + Vasen\varphi)^2 dr d\varphi C_L \qquad (5.2.7)$$

Ya que se tiene una ecuación para analizar el levantamiento en cada elemento de pala, ahora se prosigue a integrar para hacer la suma de todos:

$$\int dL = \frac{\rho c}{4\pi} \iint (\Omega r + Vasen\varphi)^2 dr d\varphi C_L$$

Agregando los límites de integración y desarrollando:

$$L = \frac{\rho c}{4\pi} \left[\int_0^{2\pi} \int_0^R (\Omega^2 r^2 + 2\Omega V a sen\varphi + V a^2 sen^2 \varphi) \right] C_L$$

Desarrollando:

$$L = \frac{\rho c}{4\pi} \left[\Omega^2 \int_0^{2\pi} \int_0^R r^2 dr d\varphi + 2\Omega V a \int_0^{2\pi} sen\varphi d\varphi \int_0^R r dr + V a^2 \int_0^{2\pi} sen^2 \varphi d\varphi \int_0^R dr \right] C_L$$

Integrando:

$$L = \frac{\rho c}{4\pi} \left\{ \frac{\Omega^2}{3} \left[\left[r^3 \varphi \right]_0^R \right]_0^{2\pi} + \left(-\Omega V a \left[\left[\cos \varphi r^2 \right]_0^R \right]_0^{2\pi} \right) + V a^2 \left[\left[-\frac{1}{2} r \cos \varphi s e n \varphi + \frac{1}{2} r \varphi \right]_0^R \right]_0^{2\pi} \right\} C_L$$

Evaluando y aplicando límites:

$$L = \frac{\rho c}{4\pi} \left\{ \frac{2}{3} \Omega^2 \pi R^3 + V a^2 \pi R \right\} C_L$$
 (5.2.8)

Es posible expresar el coeficiente de levantamiento (C_L) de la siguiente manera:

$$C_L = m\alpha$$



En donde *m* es la pendiente de la curva de sustentación del perfil y α es el ángulo de ataque local, por lo que la ecuación podría reescribirse de la siguiente manera:

$$L = \frac{\rho c}{4\pi} \left\{ \frac{2}{3} \Omega^2 \pi R^3 + V a^2 \pi R \right\} (m\alpha)$$
 (5.2.9)

De la gráfica de Cl vs α del perfil Clark Y (figura 3.4 ó B2) se puede obtener la pendiente de la curva de sustentación, la cual es m=0.1225. Se ha de efectuar un análisis del levantamiento que proporciona esta pala cuando el perfil tiene fineza máxima, esto cuando la relación de C_L/C_D es la máxima posible. En la tabla 3.1 o B1 se puede ver que esta máxima relación se da a los 6° de ángulo de ataque, por lo que en condiciones de nivel del mar y en velocidad de crucero (70mph):

$$L = \frac{(1.225Kg/m^3)(0.21m)}{4\pi} \left\{ \frac{2}{3} (56.584rd/s)^2 \pi (3.2m)^3 + (31.286m/s)^2 \pi (3.2m) \right\} (0.1225(6))$$
$$L = 3454.255 N$$

Este valor de sustentación es para solamente una pala, como el helicóptero en cuestión tiene dos palas, se ha de duplicar este valor para saber cuánta sustentación proporcionan ambas palas, por lo tanto:

$$Lt = 6908.512 N = 704.231 Kg$$

Con la ecuación 5.2.9, es posible hacer una gráfica de la distribución del levantamiento a lo largo de la pala. Esta curva se presenta en la figura 5.2.2 y muestra claramente cómo el levantamiento va teniendo un alto incremento hacia la punta de la pala.





Figura 5.2.2 Distribución de levantamiento a lo largo de la pala

5.3 Potencias en el helicóptero.

Potencia necesaria.

La potencia necesaria (W_N) es la energía en el tiempo, consumida principalmente por el o los rotores y sistemas para mantener el helicóptero en vuelo. Ésta depende de múltiples factores tales como: las condiciones de vuelo; peso del helicóptero, altitud, velocidad de traslación y la temperatura ambiente y se encuentra limitada por la potencia disponible (W_D) .

El helicóptero, a diferencia del avión, tiene diferentes situaciones de vuelo, las cuales son:

- Vuelo estacionario.
- Vuelo ascendente.
- Vuelo descendente.
- Vuelo en traslación.

Por lo tanto, la potencia necesaria que deberá suministrarse para el vuelo depende de cada situación, debiendo analizarse cada una de ellas.



La potencia necesaria es distribuida y consumida por diferentes conjuntos y sistemas que conforman el helicóptero. Para poder analizarse es común que se divida de la siguiente manera:

- Potencia inducida.
- Potencia de perfil.
- Potencia por resistencia al avance del fuselaje.
- Potencia por sistemas.
- Potencia en el rotor de cola.

5.3.1 Determinación de potencias para vuelo estacionario.

Potencia inducida.

Para poder definir la potencia inducida, se comienza definiendo el levantamiento del rotor mediante la siguiente ecuación:

$$L=m\cdot\,V$$

Donde:

L= Levantamiento.

m= Flujo másico.

V= Velocidad.

Teniendo la relación $2v_i = v_2$, que se obtiene por medio del modelo de Froude.

Si:

Q=ρSV

Entonces a nivel del disco rotor se tiene que:

$$\mathbf{Q} = \boldsymbol{\rho} \mathbf{S} \left(\mathbf{V}_0 + \mathbf{v}_i \right)$$

Puesto que $V_0 = 0$:

$$Q = \rho S v_i$$
$$T_N = \rho S v_{i0} v_2$$



Despejando vio:

$$v_{i0=\sqrt{\frac{F_N}{2\rho S}}}$$

Como, **W**= **T V**:

$$W_{i0} = \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho S}}$$

La ecuación anterior representa la cantidad de trabajo por unidad de tiempo que un rotor ideal consumiría.

Para poder conocer la razón, entre la tracción, que el rotor debe desarrollar para desplazar la aeronave a determinada velocidad y la cantidad de potencia que el motor debe entregar en esa condición, se debe dividir la ecuación entre la Figura de Merito o también conocida como eficiencia inducida (η_i). Este valor se puede conocer mediante pruebas experimentales en el túnel de viento. Por lo tanto se tiene que:

$$W_{i0} = \frac{1}{\eta i} \cdot \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho S}}$$

Donde: $\eta_i = 0.75 a 0.8$

Obsérvese en la ecuación anterior que la potencia inducida es inversamente proporcional a la raíz cuadrada de la superficie del disco rotor, de manera tal que entre más grande sea el disco rotor, menos potencia inducida consumirá.

Potencia de perfil.

Para definir la potencia de perfil se debe considerar un elemento de pala de envergadura dr, de cuerda c y en el radio r, la cual va a presentar una velocidad Ωr . Debido a que todo cuerpo que se encuentra en el seno de fluido presenta una fuerza elemental que se opone al movimiento, se tiene en consecuencia que:

$$dD = \frac{1}{2}\rho(\Omega r)^2 C_{\rm D} cdr$$





Recuérdese que la potencia puede también ser expresada mediante el producto de la velocidad angular y el par torsional, es decir:

$$W = \Omega M_z$$

Entonces:

$$dW_p = \Omega dM_z = \frac{1}{2}\rho c\Omega^3 C_D r^3 dr$$

Si se integra la ecuación precedente a fin de determinar la fuerza presente a lo largo de toda la pala de cada elemento y en los 360°, y considerando que b es el numero de palas, se obtiene que:

$$w_{p\ =\ } \frac{b}{2\pi} \int_{0}^{2\pi} \int_{0}^{R} \frac{1}{2} \rho c(\Omega r)^{3} \, C_{D} \, dr d\Psi \ =\ \frac{1}{2} \rho c b \Omega^{3} \int_{0}^{R} C_{D} r^{3} dr$$

El coeficiente de resistencia al avance tendrá que ser corregido por alargamiento, por lo que se aplicará el teorema del valor medio, definiendo como C_{Dpo} el coeficiente de resistencia al avance medio del perfil del rotor en vuelo estacionario. De esta manera se obtiene la expresión final de la potencia de perfil en vuelo estacionario:

$$Wp_o = \frac{1}{8} \rho S \sigma U^3 C_{DPo}$$

5.3.2 Determinación de potencias para vuelo en traslación.

Potencia inducida.

Para el análisis de la potencia en vuelo de traslación se emplea nuevamente la teoría del disco sustentador, haciendo una analogía en la determinación de la potencia para vuelo estacionario. Sin embargo, ahora se sabe que la velocidad en el infinito antes presenta una componente no nula.

Se emplea la conservación de la cantidad de movimiento del tubo de corriente proyectado sobre el eje vertical, utilizando la hipótesis del disco sustentador según el cual, el disco crea una discontinuidad de presión estática, de donde se genera una fuerza normal a la superficie y una velocidad inducida en sentido opuesto.

$$T = ma = m\frac{dV}{dt} = \frac{m}{dt}dV$$



Si:

$$\frac{m}{dt} = Q = \rho s \sqrt{Vx^2 + (Vz + v_i)^2}$$
$$dV = v_2$$

Y recordando que:

$$T = Q V$$
$$V_2 = 2v_i$$

Entonces:

$$T = 2v_i \rho s \sqrt{Vx^2 + (Vz + v_i)^2}$$

Si V es grande en referencia a v_i ; por analogía, con la teoría de Prandtl del ala elíptica se puede escribir:

$$T = 2\rho S v_i V$$
$$v_i = \frac{T}{2\rho S V}$$

Así, la potencia inducida $W_i = F_N v_i$ queda definida mediante:

$$W_i = \frac{1}{\eta_i} \frac{T^2}{2\rho SV}$$

Potencia del perfil.

De la misma forma que para el vuelo estacionario, se considera un elemento de pala (dr) a una envergadura (r), en donde se experimenta una fuerza también elemental de resistencia al avance (df_x). A diferencia del vuelo estacionario, la velocidad local depende del acimut (Ψ) de la pala, es decir:

$$v(r, \Psi) = \Omega r + \operatorname{sen} \Psi$$

Donde V es la velocidad del avance del rotor.

$$dD = \frac{1}{2} \rho c \ (\Omega r + V \, sen \, \psi)^2 c_D dr d\psi$$



$$Wp = \frac{b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R \rho c (\Omega r + V \operatorname{sen} \psi)^2 c_D (\Omega r + V \operatorname{sen} \psi) dr d\psi$$

Se introduce C_{DP} , coeficiente de arrastre medio presente en una revolución, así como σ , que es la plenitud del rotor. La descomposición de la ecuación anterior crea cuatro integrales, tal y como se muestra a continuación:

$$W_{p} = \frac{\rho b c R}{4\pi R} \begin{bmatrix} \Omega^{3} \int_{0}^{2\pi} \int_{0}^{R} r^{3} dr d\psi + 3\Omega^{2} V \int_{0}^{2\pi} sen\psi d\psi \int_{0}^{R} r^{2} dr + \\ + 3\Omega V^{2} \int_{0}^{2\pi} sen^{2} \psi d\psi \int_{0}^{R} r dr + V^{3} \int_{0}^{2\pi} sen^{3} \psi d\psi \int_{0}^{R} dr \end{bmatrix} C_{DP}$$

Esta ecuación se reduce a dos integrales, ello de la periodicidad de las funciones seno y seno⁴, teniendo así:

$$W_P = \frac{\rho S\sigma}{4\pi R} C_{DP} \left[2\pi \Omega^3 \frac{R^4}{4} + 3\pi \Omega V^2 \frac{R^2}{2} \right]$$

En la ecuación anterior se introduce el parámetro de avance definido como:

$$\mu = \frac{V}{U} = \frac{V}{\omega r}$$

Para obtener finalmente:

$$W_p = \frac{\rho S\sigma}{8} U^3 C_{DP} (1+3\mu^2)$$

Sin embargo, en la práctica, tomando en cuenta la compresibilidad del fluido y el desprendimiento de la capa límite que se produce a grandes velocidades para el diseño de helicópteros, se considera la siguiente ecuación:

$$W_p = \frac{\rho S\sigma}{8} U^3 C_{DP} (1+5\mu^2)$$

Potencia del fuselaje.

En vuelo en traslación, la tracción del rotor principal compensa la resistencia al avance de los conjuntos fijos, definiéndose lo que se conoce como el C_DS del aparato, así: $D_F = \frac{1}{2} \rho V^2 (C_D S)_{aparato}$

Siendo V la velocidad de avance del aparato, podemos definir la siguiente ecuación como la potencia asociada con la resistencia que genera el fuselaje.

$$W_f = \frac{1}{2} \rho V^3 (C_D S)_{aparato}$$

5.3.3 Potencia total.

Vuelo estacionario.

En vuelo estacionario se presentan tres potencias a considerar:

- Potencia del rotor de cola, en general está considerada como del 10 al 15% de la potencia del rotor principal, así: W_{RC} = K_{RA} W_{Rp}
- Potencia por conjuntos mecánicos, la cual es aproximadamente 5% de la potencia global, representada por K_{MEC}
- > Potencia del rotor principal: $W_{RP} = W_i + W_P$

Así:

$$W_{NEC} = \frac{1+K_{RA}}{1-K_{MEC}} W_{RP}$$

$$W_{RP} = \frac{1}{\eta_i} \frac{F_N^{3/2}}{\sqrt{2\rho S}} + \frac{\rho}{8} C_D S \sigma U^3$$

Vuelo de traslación.

En este tipo de vuelo intervienen los siguientes términos:

- $_{\succ}$ Potencia del rotor de cola, en general entre un 5% y un 8% de W_{RP}: W_{RC} = K_{RA} W_{RP}
- Potencia por perdida mecánicas, la cual es aproximadamente 5% de la potencia global, representada por K_{MEC}
- > Potencia del rotor principal: $W_{RP} = W_i + W_P + W_{FUS} + W_{Peso}$

$$W_{NEC} = \frac{1 + K_{RA}}{1 - K_{MEC}} W_{RP}$$

$$W_{RP} = \frac{1}{\eta_i} \frac{{F_N}^2}{\sqrt{2\rho S}} + \frac{\rho}{8} \ C_D (1 + 5\mu^2) S \sigma U^3 + \frac{\rho}{2} \ C_D \, S V^3 \ + \ MgVz$$



5.3.4 Desarrollo de la fórmula general para el cálculo de potencia inducida.

Velocidad inducida.

Existe una ecuación más exacta para definir la potencia inducida en vuelo en traslación y estacionario, para esto se debe de hacer el cálculo de la velocidad inducida que involucre la velocidad de avance de la aeronave. A continuación se presenta este cálculo:

$$T = 2\rho S v_i V$$

Sabiendo que:

$$V = \sqrt{V_a^2 + V_i^2}$$

Sustituyendo, tenemos que:

$$T = 2\rho Svi\left(\sqrt{V_a^2 + V_i^2}\right)$$

Desarrollando la expresión y despejando vi tenemos que:

$$\left(\frac{T}{2\rho S}\right)^2 = V_i^4 + V_a^2 v_i^2 + \frac{1}{4}v_a^4 - \frac{1}{4}v_a^4$$

Al factorizar la ecuación anterior:

$$\left(\frac{T}{2\rho S}\right)^2 = (v_i^2 + \frac{1}{2}v_a^4)^2 - \frac{1}{4}v_a^4$$

Despejando:

$$\sqrt{\left(\frac{T}{2\rho S}\right)^2 + \frac{1}{4}v_a^4} = v_i^2 + \frac{1}{2}v_a^4$$
$$V_i = \sqrt{\sqrt{\left(\frac{T}{2\rho S}\right)^2 + \frac{1}{4}v_a^4} - \frac{1}{2}v_a^2}$$



Se sustituye V_i en la ecuación de potencia:

$$W = \frac{1}{\eta_i} T V_i$$

Para obtener lo siguiente:

$$W = \frac{1}{\eta_i} * T * \sqrt{\sqrt{\left(\frac{T}{2\rho S}\right)^2 + \frac{1}{4} v_a^4}} - \frac{1}{2} v_a^2$$

5.4 Velocidades características del helicóptero.

Mediante la curva obtenida de potencia necesaria del helicóptero y la de potencia disponible del o los motores, se pueden obtener algunos parámetros adicionales de su desempeño, tales como velocidades tipo:

Velocidad Máxima (V_{Max})

Es la intercesión entre la curva de potencia de la potencia disponible y del torque máximo admisible en la cadena de potencia, para una utilización continua bajo esas condiciones.

Velocidad Óptima de Ascenso (V_{OA})

Es el punto de potencia mínima, lo que conduce a un consumo de potencia también mínima y es el punto donde se asegura la mejor relación de ascenso del aparato, de ahí su nombre.

Velocidad de crucero económica (V_{ECO})

Esta velocidad asegura el consumo de combustible mínimo a la velocidad más alta posible, es decir, la velocidad óptima de crucero y por lo tanto la distancia máxima posible.

Debido a que consumo y potencia de combustible se encuentran relacionadas mediante una relación casi lineal, se puede esquematizar como el punto de tangencia mínima en el diagrama W = f(V).



Velocidad de nunca exceder (V_{NE})

El fabricante por diseño siempre propone una velocidad que no debe ser excedida por la aeronave, ya que si esto sucede pueden presentarse daños estructurales muy graves. Esta velocidad es muchas veces considerada 1.1 veces la velocidad máxima de la aeronave.



Figura 5.4 Gráfica de Velocidad vs Potencia necesaria.

5.5 Cálculo de las gráficas de Velocidad vs. Potencia necesaria para el helicóptero "Furia".

Para la determinación de las curvas se utilizó el programa Excel, en donde también se resolvieron las ecuaciones necesarias para la obtención de dichas curvas. Los datos del helicóptero que se utilizaron para realizar las curvas, así como los resultados de los cálculos para cada gráfica de potencia, se muestran en el apéndice C.

Para el cálculo de la potencia inducida de las gráficas de potencia se utilizó la fórmula general; ya que al tratar de utilizar la fórmula para vuelo en traslación, las curvas tendían a irse al infinito cuando las velocidades tendían a cero.

A continuación se muestran las gráficas correspondientes a NMM, 3000ft, 7000ft, 11000ft y 12500ft para apreciar como varían las potencias a diferentes altitudes.





Figura 5.5.1 Gráfica de Velocidad vs Potencia correspondiente al NMM.

Como se puede observar, en la gráfica anterior, a nivel medio del mar, la potencia del rotor principal es de 60 caballos de potencia estando por debajo de la potencia disponible de la aeronave a cualquier velocidad de vuelo, pero se puede ver que la potencia necesaria rebasa la potencia disponible a bajas velocidades, lo cual no permitiría su despegue. También se observa que alcanza una velocidad óptima de ascenso, estando cerca de los 24.5 metros sobre segundo, un consumo económico de combustible a los 39.5 metros sobre segundo y su velocidad máxima a esta altitud es de 51 metros sobre segundo.





Figura 5.5.2 Gráfica de Velocidad vs Potencia correspondiente a 3000 ft. de altitud

Para el caso de 3000ft de altitud, a bajas velocidades, la potencia del rotor principal es casi igual en magnitud que la potencia disponible de la aeronave y se puede ver que la potencia necesaria rebasa la potencia disponible, lo cual no permitiría su despegue. También se observa que alcanza una velocidad óptima de ascenso cerca de los 25.5 metros sobre segundo, un consumo económico de combustible a los 40.5 metros sobre segundo y su velocidad máxima a esta altitud es de 51.5 metros sobre segundo. Las variantes en las velocidades de la gráfica a NMM y a 3000ft de altitud no son tan pronunciadas, contrario a las variantes de las potencias.





Figura 5.5.3 Gráfica de Velocidad vs Potencia correspondiente a 7000 ft. de altitud

En el caso de 7000ft de altitud, la potencia del rotor principal al igual que la potencia necesaria rebasa considerablemente la potencia disponible a bajas velocidades de la aeronave, lo cual no permitiría su despegue. También se observa que alcanza una velocidad óptima de ascenso cerca de los 28 metros sobre segundo, un consumo económico de combustible a los 42 metros sobre segundo y su velocidad máxima a esta altitud es de 51 metros sobre segundo.







Figura 5.5.4 Gráfica de Velocidad vs Potencia correspondiente a 11000 ft. de altitud

Como lo muestra la gráfica anterior, a los 11000ft de altitud, podemos ver que la potencia disponible decrece y ya no sólo es rebasada por la potencia necesaria y de rotor principal sino también por la potencia de rotor de cola también a baja velocidad de avance. Las velocidades incrementan un poco más con respecto a la gráfica de 7000 ft.





Figura 5.5.5 Gráfica de Velocidad vs Potencia correspondiente a 12500 ft. de altitud

A los 12500ft de altitud, que corresponde al techo de servicio de la aeronave, se observa que los requerimientos de potencia son muy similares a los vistos en la gráfica de 11000ft de altitud. En relación a las velocidades, la velocidad óptima de ascenso se mantiene al igual que la velocidad económica, pero la velocidad máxima se ve disminuida considerablemente.

En la tabla 5.5 se muestran las velocidades características a las diferentes altitudes presentadas anteriormente, para tener los datos mejor condensados.

Altitud	Velocidad Optima de	Velocidad Económica	Velocidad Máxima
(ft)	Ascenso (m/s)	(m/s)	(m/s)
0	24.5	39.5	51
3000	25	40	51
7000	28	42	51
11000	29.5	44	49.5
12500	30	44	48

Tabla 5.5 Velocidades características a diferentes altitudes



CONCLUSIONES

Aún cuando existen, en la actualidad, algunos modelos de helicópteros monoplaza, se puede apreciar que el uso de éstos ha tenido poco auge a pesar de los beneficios que podrían traer a la sociedad, tales como, la rapidez con la que la gente podría desplazarse, la disminución de vehículos terrestres que son utilizados, en muchas ocasiones, por una sola persona, entre otros; por lo que sería recomendable llevar a cabo más investigación y desarrollo sobre estos vehículos.

Al pensar en el diseño de una aeronave o bien, en algún elemento de la misma, es necesario conceptualizar primeramente el mismo, estableciendo criterios de diseño basados en las necesidades que se tienen y en otros modelos que puedan asemejarse a lo que se quiere diseñar. Es por esto que las herramientas estadísticas son de mucha utilidad a la hora de idealizar un elemento, como lo es la pala que se ha diseñado. Por ejemplo, a la hora de hablar de parámetros como longitud, cuerda y otros, se hicieron estudios estadísticos acerca de otras aeronaves monoplaza y sus palas, con los cuales se pudieron definir las características apropiadas que sirven como punto de partida para la obtención de otras propiedades importantes.

Un perfil aerodinámico define ampliamente la eficacia de un ala, sin importar si esta es fija o rotativa, por lo que al momento de seleccionar el perfil de la pala, se debe hacer un buen trabajo, una forma de hacerlo es hacer una evaluación a partir de una serie de perfiles utilizados por los helicópteros monoplaza y posteriormente, seleccionar al que tenga las mejores cualidades de desempeño en las condiciones requeridas, en este caso, al aplicar dicha evaluación se llega a la conclusión de que el perfil óptimo para las palas del helicóptero Furia es el perfil "Clark Y".

Cabe mencionar que en un helicóptero se ha de presentar una asimetría del levantamiento (diferentes fuerzas de levantamiento entre la pala que avanza y la pala que retrocede) a lo largo de las palas que es causada por las diferentes velocidades de avance de las mismas, las cuales varían dependiendo la posición acimutal de las palas. Así mismo, las puntas de las palas tienden a tener velocidades supersónicas y esto provoca ondas de choque modificando el comportamiento de las mismas, por lo que se debe tener cuidado cuando se determinan las revoluciones por minuto que tendrá el rotor y también la velocidad máxima de avance de las palas y si éstas son muy altas, podrían llevar a



una asimetría del levantamiento muy grande y desplomar la aeronave, así como también se rompería la restricción de las velocidades en las puntas de las palas, ya que en algunas posiciones acimutales, éstas llegarían a tener velocidades transónicas o supersónicas.

Como se observa en las gráficas de potencia contra velocidad, la potencia disponible siempre fue superada por la potencia necesaria a bajas velocidades, por lo cual se puede concluir que la planta motriz que se está contemplando no suministra la potencia suficiente y será necesario pensar en otra planta motriz o bien, tratar de disminuir el peso de la aeronave para que no se rebase la potencia disponible.


REFERENCIAS

Bibliografía

Hernández García, Rogelio G. Introducción al diseño del Helicóptero. México 2008.

Oropeza Osornio, Armando. **Modelo matemático para el diseño aerodinámico de un rotor de levantamiento de alta eficiencia.** Tesis de Maestría ESIME Zacatenco 2006.

Leishman J., Gordon. **Principles of Helicopter Aerodynamics**. Ed. Cambridge aerospace series. Segunda Edición 2006

Ira H., Abbot. Theory of wing section. 1959

Raymond W., Prouty. **Helicopter Performance**, **Stability and Control**. Ed. Krieger Publishing Company, Inc. 1986



Cibergrafía

Diseño conceptual. Perfiles aerodinámicos Universidad de Sevilla http://aero.us.es/heli/downloads/0708/disenoPerfilesAerodinamicos0708.pdf Fecha de acceso: 3 de octubre del 2009

Palas de helicópteros Universidad Politécnica de Madrid http://xocw.upm.es/ingenieriaaeroespacial/helicopteros/contenidos/material/palas.pdf Fecha de acceso: 18 de septiembre del 2009

Aeronaves y Vehículos Espaciales Universidad de Sevilla http://www.aero.us.es/AVE/archivos/intro.pdf Fecha de acceso: 25 de septiembre del 2009

All the World's Rotor Craft http://www.aviastar.org/helicopters.html Fecha de acceso: 10 de septiembre del 2009

Helicópteros "The site" http://www.geocities.com/capecanaveral/launchpad/5249 Fecha de acceso: 6 de octubre del 2009

Revista Online Redback Aviation http://www.redbackaviation.com.au/design/historical-helicopters/ Fecha de acceso: 25 de octubre del 2009

Gyrodyne Helicopters Website http://www.gyrodynehelicopters.com/ Fecha de acceso: 3 de noviembre del 2009

Propiedades atmosféricas http://www.braeunig.us/space/atmos.htm Fecha de acceso: 10 de noviembre del 2009



Airfoil coordinates database University of Illinois at Urbana-Campaign http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads/coord_database.html#N Fecha de acceso: 8 de octubre del 2009

The incomplete guide to airfoil usage University of Illinois at Urbana-Campaign http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads/aircraft.html Fecha de acceso: 15 de octubre del 2009



APÉNDICE A

A continuación se presenta la tabla que contiene la recopilación de los datos de 63 helicópteros monoplaza incluyendo el Furia.

	MTOW	Diámetro Rp	Cuerda Rp	Dorfil Do
	(Kg)	(m)	(m)	геннкр
Furia Helicopter	317.513	5.7912	0.15	CLARK Y (definido)
KA-10	370	5.8	0.16	NACA 23012
Mosquito XE	276.6899	5.9436	0.231648	?
HRH	612.3465	7.62	0.2032	63-412
Aero Specs	408.231	6.7056	0.2032	?
Gyrodyne Qh-50ª	498.949	6.096	0.28	?
Hiller HJ-1	490	6.9	0.23	NACA 0012
Hiller XROE-1 Rotorcycle	252	5.63	0.16	NACA 0015
McDonnell Model 38/XH-20	254	5.49	0.216	?
McDonnel Model 120	2858	9.45	0.45	?
ADAMS-WILSON XH-1 HOBBYCOPTER	252	6.55	0.2	NACA 0012
Hafner "Rotachute"	134	4.57	0.2	?
Focke-Achgelis Fa-330 "Bachstelze"	190	7.32	0.342	NACA 23015
Boelkow Bo-103	400	6.57	0.21	?
A-B Helicopters A/W 95	222	5.94	0.1778	NACA 0012
American Sportscopter Ultrasport 254	238	6.4	0.17018	ATI 012 (VR-7 mod)
American Sportscopter Ultrasport 331	294	6.4	0.17018	ATI 012 (VR-7 mod)
Revolution Mini-500	379	5.84	0.2032	NACA 0012
Piasecki PV-2	453	7.6	0.3	NACA 0012
Rotorcraft Minicopter 1	249.4745	6.5278	0.2032	NACA 8-H-12
Vortech Skylark	327	5.79	0.1778	NACA 0012
MUSTANG 532 HELICOPTER	347.44994	6.096	0.2032	?
KA-8	275	5.6	?	NACA 23012
American Helicopter H-26	320	8.23	?	?
Bensen B-9 "Little Zipster"	318	6.7	?	Bensen G2
Gyrodyne XRON-1 "Rotorcycle"	303.9053	5.1816	?	NACA 0012
HILLER XH-44	635.026	7.6	?	?
Hoppicopter Model 103	130	5.18	?	?
Kaman KSA-100	290	4.27	?	CLARK Y
Kellett KH-15	292	5.49	?	?
McDonnell Model 79	907	8.23	?	?
Rotorway "Scorpion"	272	5.85	?	NACA 0015
Roteron XM-1	184	4.72	?	?





Marquardt M-14	544	8.8392	?	?
Del Mar DHT-1	272	5.4	?	NACA 0015
Continental Copters El Tomcat	1111	11.32	?	NACA 0015
Goodyear GA-400R "Gizmo"	197	5.49	?	?
Galaxie XRG-65 Glaticopter	399.1592	7.82	?	NACA 63-105
Emigh "Commuter Jr"	215	6.4	?	?
Nagler NH 160	399	6.1	?	?
Sud-Est SE 3101	520	7.5	?	NACA 23015
Sikorsky S-46 VS-300	522	9.14	?	NACA 0012
Helicom Commuter Jr. H-1A	453.59	7.0104	?	NACA 0012
Wallis WA-116	317.5	6.2	?	?
Baumgartl Heliofly 111-59	120	6.1	?	?
Boelkow Bo-102 "Heli-Trainer"	325	6.58	?	?
Dornier Do-32	280	7.5	?	NACA 63-018
Agusta A.103	460	7.4	?	NACA 0015
Ben Showers Aero "Skytwister"	302	6.55	?	?
Eagle "Helicycle"	372	6.35	?	?
Eagle's Perch Nolan 51-HJ	383	4.42	?	?
Helisport CH-7 Angel	357	5.79	?	NACA 8-H-12
Chu Humming Bird B	725	7.62	?	?
Cicare CH-1	330	6	?	NACA 0015
Cicare CH-4	270	6	?	NACA 0012
Cicare CH-5-AG	620	7.7	?	NACA 63015
Cicare CH-6	320	6	?	NACA 63015
Cicare CH-7	310	6	?	NACA 63015
Baumgartl PB-63	360	6	?	?
GEN H-4	190	3.9878	?	?
Hillberg EH 1-01 Rotormouse	621	6.1	?	NACA 0012
Aerospace General "Mini-Copter"	?	?	?	NACA 8-H-12
AirScooter II	400	4.27	?	?



APÉNDICE B

Gráficas **a Vs Cl**. y **Cl vs Cd** de los perfiles aerodinámicos estudiados, con un Numero de Reynolds de 1904560.

PERFIL "CLARK Y"

AOA	Cl	Cd	Cm	CI^3/2	(CI^3/2)/Cd	CI^1/2	(Cl^1/2)/Cd	(Cl/Cd)max
-5	-0.179	0.0079	-0.082	-0.00286767	-0.36299614	-0.0895	-11.3291139	-22.6582278
-4	-0.06	0.0074	-0.082	-0.000108	-0.01459459	-0.03	-4.05405405	-8.10810811
-3	0.059	0.007	-0.082	0.00010269	0.01466993	0.0295	4.21428571	8.42857143
-2	0.178	0.0075	-0.082	0.00281988	0.37598347	0.089	11.8666667	23.7333333
-1	0.297	0.0072	-0.082	0.01309904	1.81931063	0.1485	20.625	41.25
0	0.416	0.0073	-0.082	0.03599565	4.93091068	0.208	28.4931507	56.9863014
1	0.535	0.0071	-0.082	0.07656519	10.7838292	0.2675	37.6760563	75.3521127
2	0.654	0.0074	-0.082	0.13986313	18.9004232	0.327	44.1891892	88.3783784
3	0.773	0.007	-0.083	0.23094496	32.9921369	0.3865	55.2142857	110.428571
4	0.891	0.0073	-0.083	0.35367399	48.4484912	0.4455	61.0273973	122.054795
5	1.009	0.0084	-0.083	0.51362186	61.1454601	0.5045	60.0595238	120.119048
6	1.119	0.0089	-0.083	0.70058408	78.7173123	0.5595	62.8651685	125.730337
7	1.216	0.0099	-0.083	0.89902285	90.8103887	0.608	61.4141414	122.828283
8	1.3	0.0107	-0.084	1.0985	102.663551	0.65	60.7476636	121.495327
9	1.372	0.0128	-0.084	1.29131542	100.884018	0.686	53.59375	107.1875
10	1.433	0.0141	-0.084	1.47132487	104.349281	0.7165	50.8156028	101.631206
11	1.481	0.0156	-0.085	1.62418382	104.114347	0.7405	47.4679487	94.9358974
12	1.518	0.0173	-0.085	1.74898192	101.097221	0.759	43.8728324	87.7456647
13	1.543	0.0191	-0.086	1.836825	96.1688484	0.7715	40.3926702	80.7853403
14	1.556	0.0226	-0.086	1.88364381	83.3470712	0.778	34.4247788	68.8495575
15	1.557	0.0252	-0.086	1.88727785	74.891978	0.7785	30.8928571	61.7857143
16	1.545	0.028	-0.087	1.84397681	65.8563147	0.7725	27.5892857	55.1785714

Tabla B1. Características del perfil "Clark Y"









Figura B2. Curvas del perfil "Clark Y" α Vs Cl y Cl vs Cd.

EXTRADOS	INTRADOS					
X Y Z	X Y Z					
1.0000000 0.0005993 0	0.00050000046700 0					
0.9900000 0.0029690 0	0.00100000059418 0					
0.9800000 0.0053335 0	0.00200000078113 0					
0.9700000 0.0076868 0	0.00400000105126 0					
0.9600000 0.0100232 0	0.00800000142862 0					
0.9400000 0.0146239 0	0.01200000169733 0					
0.9200000 0.0191156 0	0.02000000202723 0					
0.9000000 0.0235025 0	0.03000000226056 0					
0.8800000 0.0277891 0	0.04000000245211 0					
0.8600000 0.0319740 0	0.05000000260452 0					
0.8400000 0.0360536 0	0.06000000271277 0					
0.8200000 0.0400245 0	0.08000000284595 0					
0.8000000 0.0438836 0	0.10000000293786 0					
0.7800000 0.0476281 0	0.12000000299633 0					
0.7600000 0.0512565 0	0.14000000302404 0					
0.7400000 0.0547675 0	0.16000000302546 0					
0.7200000 0.0581599 0	0.18000000300490 0					
0.7000000 0.0614329 0	0.20000000296656 0					
0.6800000 0.0645843 0	0.22000000291445 0					
0.6600000 0.0676046 0	0.24000000285181 0					
0.6400000 0.0704822 0	0.26000000278164 0					
0.6200000 0.0732055 0	0.28000000270696 0					

PUNTOS DE CONSTRUCCIÓN DEL PERFIL "CLARK Y"



0.6000000 0.0757633 0	0.30000000263079 0
0.5800000 0.0781451 0	0.32000000255565 0
0.5600000 0.0803480 0	0.34000000248176 0
0.5400000 0.0823712 0	0.36000000240870 0
0.5200000 0.0842145 0	0.38000000233606 0
0.5000000 0.0858772 0	0.40000000226341 0
0.4800000 0.0873572 0	0.42000000219042 0
0.4600000 0.0886427 0	0.44000000211708 0
0.4400000 0.0897175 0	0.46000000204353 0
0.4200000 0.0905657 0	0.48000000196986 0
0.4000000 0.0911712 0	0.50000000189619 0
0.3800000 0.0915212 0	0.52000000182262 0
0.3600000 0.0916266 0	0.54000000174914 0
0.3400000 0.0915079 0	0.56000000167572 0
0.3200000 0.0911857 0	0.58000000160232 0
0.3000000 0.0906804 0	0.60000000152893 0
0.2800000 0.0900016 0	0.62000000145551 0
0.2600000 0.0890840 0	0.64000000138207 0
0.2400000 0.0878308 0	0.66000000130862 0
0.2200000 0.0861433 0	0.68000000123515 0
0.2000000 0.0839202 0	0.70000000116169 0
0.1800000 0.0810687 0	0.72000000108823 0
0.1600000 0.0775707 0	0.74000000101478 0
0.1400000 0.0734360 0	0.76000000094133 0
0.1200000 0.0686204 0	0.78000000086788 0
0.1000000 0.0629981 0	0.80000000079443 0
0.0800000 0.0564308 0	0.82000000072098 0
0.0600000 0.0487571 0	0.84000000064753 0
0.0500000 0.0442753 0	0.86000000057408 0
0.0400000 0.0391283 0	0.88000000050063 0
0.0300000 0.0330215 0	0.90000000042718 0
0.0200000 0.0253735 0	0.92000000035373 0
0.0120000 0.0178581 0	0.94000000028028 0
0.0080000 0.0137350 0	0.96000000020683 0
0.0040000 0.0089238 0	0.97000000017011 0
0.0020000 0.0058025 0	0.98000000013339 0
0.0010000 0.0037271 0	0.99000000009666 0
0.0005000 0.0023390 0	1.00000000005993 0
0.0000000 0.000000 0	



AOA	Cl	Cd	Cm	CI^3/2	(Cl^3/2)/Cd	CI^1/2	(Cl^1/2)/Cd	(Cl/Cd)max
-5	-0.596	0.0084	0	-0.10585437	-12.6017105	-0.298	-35.4761905	-70.952381
-4	-0.477	0.0078	0	-0.05426567	-6.95713673	-0.2385	-30.5769231	-61.1538462
-3	-0.358	0.0075	0	-0.02294136	-3.05884747	-0.179	-23.8666667	-47.7333333
-2	-0.239	0.0073	0	-0.00682596	-0.93506295	-0.1195	-16.369863	-32.739726
-1	-0.119	0.0069	0	-0.00084258	-0.12211297	-0.0595	-8.62318841	-17.2463768
0	0	0.007	0	0	0	0	0	0
1	0.119	0.0069	0	0.00084258	0.12211297	0.0595	8.62318841	17.2463768
2	0.239	0.0073	0	0.00682596	0.93506295	0.1195	16.369863	32.739726
3	0.358	0.0075	0	0.02294136	3.05884747	0.179	23.8666667	47.7333333
4	0.477	0.0078	0	0.05426567	6.95713673	0.2385	30.5769231	61.1538462
5	0.596	0.0084	0	0.10585437	12.6017105	0.298	35.4761905	70.952381
6	0.715	0.0091	0	0.18276294	20.0838393	0.3575	39.2857143	78.5714286
7	0.834	0.0097	0	0.29004685	29.9017373	0.417	42.9896907	85.9793814
8	0.952	0.0105	-0.001	0.4314007	41.0857813	0.476	45.3333333	90.6666667
9	1.069	0.0114	-0.001	0.61080575	53.5794521	0.5345	46.8859649	93.7719298
10	1.186	0.0132	-0.001	0.83411143	63.1902597	0.593	44.9242424	89.8484848
11	1.303	0.0146	-0.001	1.10612256	75.7618194	0.6515	44.6232877	89.2465753
12	1.396	0.0163	-0.001	1.36027357	83.4523661	0.698	42.8220859	85.6441718
13	1.446	0.0182	-0.001	1.51173227	83.0622125	0.723	39.7252747	79.4505495
14	1.473	0.0203	-0.001	1.59800541	78.7194783	0.7365	36.2807882	72.5615764
15	1.479	0.0227	-0.001	1.61761262	71.2604678	0.7395	32.5770925	65.154185
16	1.462	0.0252	-0.001	1.56247156	62.0028398	0.731	29.0079365	58.015873

PERFIL "NACA 0012"

Tabla B2. Características del perfil "NACA 0012".



Figura B3. Curvas del perfil "NACA 0012" **a Vs Cl** y Cl vs Cd.





Figura B4. Forma del perfil "NACA 0012".

AOA	Cl	Cd	Cm	CI^3/2	(CI^3/2)/Cd	CI^1/2	(Cl^1/2)/Cd	(CI/Cd)max
-5	-0.499	0.0092	0.018	-0.06212575	-6.75279886	-0.2495	-27.1195652	-54.2391304
-4	-0.382	0.0085	0.018	-0.02787148	-3.27899812	-0.191	-22.4705882	-44.9411765
-3	-0.264	0.0078	0.018	-0.00919987	-1.17947077	-0.132	-16.9230769	-33.8461538
-2	-0.147	0.0074	0.019	-0.00158826	-0.21462993	-0.0735	-9.93243243	-19.8648649
-1	-0.029	0.0072	0.019	-1.2195E-05	-0.00169368	-0.0145	-2.01388889	-4.02777778
0	0.089	0.0069	0.019	0.00035248	0.05108471	0.0445	6.44927536	12.8985507
1	0.207	0.0068	0.019	0.00443487	0.65218699	0.1035	15.2205882	30.4411765
2	0.325	0.0055	0.019	0.01716406	3.12073864	0.1625	29.5454545	59.0909091
3	0.443	0.0052	0.019	0.04346915	8.3594526	0.2215	42.5961538	85.1923077
4	0.561	0.0056	0.019	0.08827924	15.7641501	0.2805	50.0892857	100.178571
5	0.679	0.0059	0.019	0.15652342	26.5293931	0.3395	57.5423729	115.084746
6	0.796	0.0069	0.019	0.25217917	36.5477055	0.398	57.6811594	115.362319
7	0.914	0.0088	0.019	0.38177597	43.3836332	0.457	51.9318182	103.863636
8	1.031	0.0098	0.018	0.5479564	55.9139179	0.5155	52.6020408	105.204082
9	1.139	0.0108	0.018	0.73882431	68.4096583	0.5695	52.7314815	105.462963
10	1.22	0.012	0.017	0.907924	75.6603333	0.61	50.8333333	101.666667
11	1.285	0.014	0.017	1.06091206	75.779433	0.6425	45.8928571	91.7857143
12	1.332	0.0156	0.016	1.18163318	75.7457169	0.666	42.6923077	85.3846154
13	1.362	0.0175	0.015	1.26328496	72.1877122	0.681	38.9142857	77.8285714
14	1.375	0.0197	0.014	1.29980469	65.9799334	0.6875	34.8984772	69.7969543
15	1.371	0.022	0.014	1.28849391	58.5679048	0.6855	31.1590909	62.3181818
16	1.349	0.0246	0.013	1.22745577	49.8965762	0.6745	27.4186992	54.8373984

PERFIL "NACA 8-H-12"

Tabla B3. Características del perfil "NACA 8-H-12".





Figura B5. Curvas del perfil "NACA 8-H-12" a Vs Cl y Cl vs Cd.



Figura B6. Forma del perfil "NACA 8-H-12"

AOA	Cl	Cd	Cm	CI^3/2	(Cl^3/2)/Cd	CI^1/2	(Cl^1/2)/Cd	(CI/Cd)max
-5	-0.61	0.0086	0.003	-0.1134905	-13.1965698	-0.305	-35.4651163	-70.9302326
-4	-0.488	0.0081	0.002	-0.05810714	-7.17372049	-0.244	-30.1234568	-60.2469136
-3	-0.366	0.0077	0.002	-0.02451395	-3.18362961	-0.183	-23.7662338	-47.5324675
-2	-0.244	0.0074	0.001	-0.00726339	-0.98153946	-0.122	-16.4864865	-32.972973
-1	-0.122	0.0072	0.001	-0.00090792	-0.12610056	-0.061	-8.47222222	-16.9444444
0	0	0.0072	0	0	0	0	0	0
1	0.122	0.0072	-0.001	0.00090792	0.12610056	0.061	8.47222222	16.9444444
2	0.244	0.0074	-0.001	0.00726339	0.98153946	0.122	16.4864865	32.972973
3	0.366	0.0076	-0.002	0.02451395	3.22551947	0.183	24.0789474	48.1578947
4	0.488	0.008	-0.002	0.05810714	7.263392	0.244	30.5	61
5	0.61	0.0086	-0.003	0.1134905	13.1965698	0.305	35.4651163	70.9302326
6	0.731	0.0093	-0.003	0.19530895	21.0009619	0.3655	39.3010753	78.6021505
7	0.852	0.0098	-0.004	0.3092351	31.5546024	0.426	43.4693878	86.9387755
8	0.973	0.0105	-0.004	0.46058366	43.8651103	0.4865	46.3333333	92.6666667
9	1.094	0.0113	-0.005	0.65466929	57.9353356	0.547	48.4070796	96.8141593
10	1.213	0.0128	-0.005	0.8923853	69.7176014	0.6065	47.3828125	94.765625
11	1.333	0.014	-0.006	1.18429652	84.5926085	0.6665	47.6071429	95.2142857
12	1.413	0.0154	-0.006	1.410576	91.5958441	0.7065	45.8766234	91.7532468
13	1.46	0.0169	-0.007	1.556068	92.0750296	0.73	43.1952663	86.3905325
14	1.486	0.0186	-0.007	1.64068963	88.2091198	0.743	39.9462366	79.8924731
15	1.49	0.0215	-0.007	1.6539745	76.9290465	0.745	34.6511628	69.3023256
16	1.473	0.0237	-0.008	1.59800541	67.4263885	0.7365	31.0759494	62.1518987

PERFIL "NACA 0015"

Tabla B4. Características del perfil "NACA 0015".







Figura B8. Forma del perfil "NACA 0015"

AOA	Cl	Cd	Cm	CI^3/2	(Cl^3/2)/Cd	CI^1/2	(Cl^1/2)/Cd	(CI/Cd)max
-5	-0.19	0.0078	-0.085	-0.0034295	-0.43967949	-0.095	-12.1794872	-24.3589744
-4	-0.072	0.0074	-0.085	-0.00018662	-0.02521946	-0.036	-4.86486486	-9.72972973
-3	0.047	0.007	-0.085	5.1912E-05	0.00741593	0.0235	3.35714286	6.71428571
-2	0.165	0.0063	-0.085	0.00224606	0.35651786	0.0825	13.0952381	26.1904762
-1	0.284	0.006	-0.085	0.01145315	1.90885867	0.142	23.6666667	47.3333333
0	0.402	0.0061	-0.085	0.0324824	5.32498426	0.201	32.9508197	65.9016393
1	0.521	0.0064	-0.085	0.07071038	11.048497	0.2605	40.703125	81.40625
2	0.639	0.0065	-0.085	0.13045856	20.0705476	0.3195	49.1538462	98.3076923
3	0.757	0.0072	-0.085	0.21689905	30.1248676	0.3785	52.5694444	105.138889
4	0.871	0.0084	-0.085	0.33038816	39.3319233	0.4355	51.8452381	103.690476
5	0.968	0.0096	-0.085	0.45351962	47.2416267	0.484	50.4166667	100.833333
6	1.056	0.0104	-0.085	0.58879181	56.6145969	0.528	50.7692308	101.538462
7	1.133	0.0113	-0.085	0.72720982	64.3548512	0.5665	50.1327434	100.265487
8	1.2	0.0122	-0.086	0.864	70.8196721	0.6	49.1803279	98.3606557
9	1.258	0.0132	-0.086	0.99543276	75.4115724	0.629	47.6515152	95.3030303
10	1.306	0.0152	-0.086	1.11378031	73.2750203	0.653	42.9605263	85.9210526
11	1.344	0.0167	-0.086	1.21385779	72.6860953	0.672	40.239521	80.4790419
12	1.373	0.0184	-0.086	1.29414106	70.3337532	0.6865	37.3097826	74.6195652
13	1.392	0.0204	-0.086	1.34861414	66.1085365	0.696	34.1176471	68.2352941
14	1.402	0.0225	-0.086	1.3778884	61.2394846	0.701	31.1555556	62.3111111
15	1.401	0.0249	-0.087	1.3749421	55.2185583	0.7005	28.1325301	56.2650602
16	1.391	0.0274	-0.087	1.34570974	49.113494	0.6955	25.3832117	50.7664234

PERFIL "NACA 23012"

Tabla B5. Características del perfil "NACA 0015".





Figura B9. Curvas del perfil "NACA 23012" a Vs Cl y Cl vs Cd.



Figura B10. Forma del perfil "NACA 23012".





AOA	Cl	Cd	Cm	CI^3/2	(Cl^3/2)/Cd	Cl^1/2	(Cl^1/2)/Cd	(CI/Cd)max
-5	-0.467	0.0085	-0.005	-0.05092378	-5.99103312	-0.2335	-27.4705882	-54.9411765
-4	-0.346	0.0081	-0.006	-0.02071087	-2.55689728	-0.173	-21.3580247	-42.7160494
-3	-0.224	0.0079	-0.006	-0.00561971	-0.71135595	-0.112	-14.1772152	-28.3544304
-2	-0.102	0.0078	-0.006	-0.0005306	-0.06802615	-0.051	-6.53846154	-13.0769231
-1	0.02	0.0068	-0.006	0.000004	0.00058824	0.01	1.47058824	2.94117647
0	0.142	0.0068	-0.007	0.00143164	0.21053588	0.071	10.4411765	20.8823529
1	0.264	0.0069	-0.007	0.00919987	1.33331478	0.132	19.1304348	38.2608696
2	0.386	0.0072	-0.008	0.02875623	3.99392056	0.193	26.8055556	53.6111111
3	0.508	0.0074	-0.008	0.06554826	8.85787243	0.254	34.3243243	68.6486486
4	0.629	0.0078	-0.009	0.12442909	15.952448	0.3145	40.3205128	80.6410256
5	0.751	0.0081	-0.009	0.21178238	26.1459723	0.3755	46.3580247	92.7160494
6	0.872	0.0087	-0.01	0.33152742	38.1066005	0.436	50.1149425	100.229885
7	0.993	0.0096	-0.011	0.48957333	50.9972217	0.4965	51.71875	103.4375
8	1.114	0.0103	-0.011	0.69123477	67.110172	0.557	54.0776699	108.15534
9	1.223	0.0116	-0.012	0.91463828	78.8481279	0.6115	52.7155172	105.431034
10	1.306	0.0126	-0.013	1.11378031	88.3952625	0.653	51.8253968	103.650794
11	1.372	0.0137	-0.014	1.29131542	94.2566003	0.686	50.0729927	100.145985
12	1.421	0.0158	-0.015	1.43467073	90.801945	0.7105	44.9683544	89.9367089
13	1.455	0.0174	-0.015	1.54013569	88.5135453	0.7275	41.8103448	83.6206897
14	1.473	0.0192	-0.016	1.59800541	83.2294484	0.7365	38.359375	76.71875
15	1.475	0.0211	-0.017	1.60452344	76.0437648	0.7375	34.9526066	69.9052133
16	1.462	0.0233	-0.018	1.56247156	67.0588654	0.731	31.3733906	62.7467811

PERFIL "NACA 23015"

Tabla B6. Características del perfil "NACA 23015".



Figura B11. Curvas del perfil "NACA 23015" **a Vs Cl** y **Cl vs Cd.**



Diseño conceptual y cálculo aerodinámico de una pala para un helicóptero monoplaza



Figura B12. Forma del perfil "NACA 23015".

AOA	Cl	Cd	Cm	CI^3/2	(Cl^3/2)/Cd	Cl^1/2	(Cl^1/2)/Cd	(Cl/Cd)max
-5	-0.611	0.0086	0.004	-0.11404957	-13.2615774	-0.3055	-35.5232558	-71.0465116
-4	-0.489	0.0077	0.003	-0.05846508	-7.59286812	-0.2445	-31.7532468	-63.5064935
-3	-0.367	0.0068	0.002	-0.02471543	-3.63462228	-0.1835	-26.9852941	-53.9705882
-2	-0.245	0.0062	0.001	-0.00735306	-1.18597782	-0.1225	-19.7580645	-39.516129
-1	-0.122	0.0063	0.001	-0.00090792	-0.14411492	-0.061	-9.68253968	-19.3650794
0	0	0.006	0	0	0	0	0	0
1	0.122	0.0063	-0.001	0.00090792	0.14411492	0.061	9.68253968	19.3650794
2	0.245	0.0062	-0.001	0.00735306	1.18597782	0.1225	19.7580645	39.516129
3	0.367	0.0068	-0.002	0.02471543	3.63462228	0.1835	26.9852941	53.9705882
4	0.489	0.0077	-0.003	0.05846508	7.59286812	0.2445	31.7532468	63.5064935
5	0.611	0.0085	-0.004	0.11404957	13.4175959	0.3055	35.9411765	71.8823529
6	0.733	0.0093	-0.004	0.19691642	21.1738084	0.3665	39.4086022	78.8172043
7	0.854	0.0099	-0.005	0.31141793	31.4563568	0.427	43.1313131	86.2626263
8	0.975	0.0109	-0.006	0.46342969	42.5164851	0.4875	44.7247706	89.4495413
9	1.096	0.0118	-0.006	0.65826637	55.7852854	0.548	46.440678	92.8813559
10	1.207	0.0127	-0.007	0.87920837	69.2290056	0.6035	47.519685	95.0393701
11	1.284	0.0138	-0.008	1.05843715	76.6983443	0.642	46.5217391	93.0434783
12	1.342	0.0159	-0.008	1.20844684	76.0029462	0.671	42.2012579	84.4025157
13	1.381	0.0174	-0.009	1.31689467	75.6836018	0.6905	39.683908	79.3678161
14	1.402	0.0191	-0.01	1.3778884	72.1407541	0.701	36.7015707	73.4031414
15	1.406	0.021	-0.01	1.38971571	66.1769385	0.703	33.4761905	66.952381
16	1.392	0.0231	-0.011	1.34861414	58.3815647	0.696	30.1298701	60.2597403

PERFIL "NACA 63018"

Tabla B7. Características del perfil "NACA 63018".





Figura B13. Curvas del perfil "NACA 63018" **a Vs Cl** y **Cl vs Cd.**



Figura B14. Forma del perfil "NACA 63018".

AOA	Cl	Cd	Cm	CI^3/2	(CI^3/2)/Cd	CI^1/2	(Cl^1/2)/Cd	(Cl/Cd)max
-5	-0.461	0.0074	-0.027	-0.04898609	-6.61974196	-0.2305	-31.1486486	-62.2972973
-4	-0.349	0.0067	-0.026	-0.02125427	-3.17227978	-0.1745	-26.0447761	-52.0895522
-3	-0.237	0.0067	-0.025	-0.00665603	-0.99343679	-0.1185	-17.6865672	-35.3731343
-2	-0.125	0.0064	-0.024	-0.00097656	-0.15258789	-0.0625	-9.765625	-19.53125
-1	-0.013	0.0056	-0.024	-1.0985E-06	-0.00019616	-0.0065	-1.16071429	-2.32142857
0	0.099	0.0054	-0.023	0.00048515	0.0898425	0.0495	9.16666667	18.3333333
1	0.212	0.0057	-0.022	0.00476406	0.8358007	0.106	18.5964912	37.1929825
2	0.324	0.0067	-0.021	0.01700611	2.53822567	0.162	24.1791045	48.358209
3	0.436	0.0071	-0.02	0.04144093	5.83675042	0.218	30.7042254	61.4084507
4	0.548	0.0071	-0.019	0.0822833	11.5891966	0.274	38.5915493	77.1830986
5	0.659	0.0076	-0.018	0.14309559	18.828367	0.3295	43.3552632	
6	0.734	0.0093	-0.017	0.19772345	21.2605862	0.367	39.4623656	78.9247312
7	0.781	0.0114	-0.016	0.23818977	20.8938395	0.3905	34.254386	68.5087719
8	0.797	0.0134	-0.015	0.25313079	18.8903572	0.3985	29.738806	59.4776119
9	0.778	0.0157	-0.014	0.23545548	14.9971641	0.389	24.7770701	49.5541401
10	0.723	0.0188	-0.013	0.18896653	10.0514114	0.3615	19.2287234	38.4574468
11	0.625	0.0224	-0.013	0.12207031	5.44956752	0.3125	13.9508929	27.9017857
12	0.604	0.0219	-0.012	0.11017443	5.03079598	0.302	13.7899543	27.5799087
13	0.588	0.0264	-0.011	0.10164874	3.85033091	0.294	11.1363636	22.2727273
14	0.593	0.031	-0.01	0.10426393	3.36335253	0.2965	9.56451613	19.1290323
15	0.565	0.037	-0.009	0.09018106	2.43732601	0.2825	7.63513514	15.2702703
16	0.97454286	0.02788333	-0.00810476	0.46277814	16.5969445	0.48727143	17.475365	34.9507301

PERFIL "NACA 63105"

Tabla B8. Características del perfil "NACA 63105".









Figura B16. Forma del perfil "NACA 63105".

PERFIL	"NACA	63015″
--------	-------	--------

AOA	Cl	Cd	Cm	CI^3/2	(Cl^3/2)/Cd	CI^1/2	(Cl^1/2)/Cd	(CI/Cd)max
-5	-0.453	0.0086	-0.009	-0.04647984	-5.40463238	-0.2265	-26.3372093	-52.6744186
-4	-0.335	0.0081	-0.009	-0.01879769	-2.32070216	-0.1675	-20.6790123	-41.3580247
-3	-0.216	0.008	-0.009	-0.00503885	-0.629856	-0.108	-13.5	-27
-2	-0.096	0.0078	-0.009	-0.00044237	-0.05671385	-0.048	-6.15384615	-12.3076923
-1	0.023	0.0075	-0.009	6.0835E-06	0.00081113	0.0115	1.53333333	3.06666667
0	0.142	0.0068	-0.009	0.00143164	0.21053588	0.071	10.4411765	20.8823529
1	0.262	0.0068	-0.009	0.00899236	1.32240647	0.131	19.2647059	38.5294118
2	0.381	0.0071	-0.009	0.02765317	3.89481275	0.1905	26.8309859	53.6619718
3	0.501	0.0072	-0.009	0.06287575	8.73274313	0.2505	34.7916667	69.5833333
4	0.62	0.0076	-0.009	0.119164	15.6794737	0.31	40.7894737	81.5789474
5	0.739	0.0082	-0.01	0.20179171	24.6087451	0.3695	45.0609756	90.1219512
6	0.857	0.0087	-0.01	0.3147114	36.1737237	0.4285	49.2528736	98.5057471
7	0.976	0.0095	-0.01	0.46485709	48.9323251	0.488	51.3684211	102.736842
8	1.094	0.0106	-0.011	0.65466929	61.761254	0.547	51.6037736	103.207547
9	1.206	0.012	-0.011	0.87702491	73.085409	0.603	50.25	100.5
10	1.29	0.0132	-0.011	1.0733445	81.3139773	0.645	48.8636364	97.7272727
11	1.358	0.0146	-0.012	1.25218736	85.7662573	0.679	46.5068493	93.0136986
12	1.41	0.0162	-0.012	1.4016105	86.5191667	0.705	43.5185185	87.037037
13	1.446	0.019	-0.013	1.51173227	79.5648562	0.723	38.0526316	76.1052632
14	1.466	0.0212	-0.013	1.57533135	74.3080825	0.733	34.5754717	69.1509434
15	1.47	0.0236	-0.014	1.5882615	67.2992161	0.735	31.1440678	62.2881356
16	1.458	0.0263	-0.014	1.54968196	58.9232683	0.729	27.7186312	55.4372624

Tabla B9. Características del perfil "NACA 63015".





Figura B17. Curvas del perfil "NACA 63015" **a Vs Cl** y **Cl vs Cd.**



Figura B18. Forma del perfil "NACA 63015".





AOA	Cl	Cd	Cm	CI^3/2	(CI^3/2)/Cd	CI^1/2	(Cl^1/2)/Cd	(Cl/Cd)max
-5	-0.203	0.0082	-0.083	-0.00418271	-0.51008701	-0.1015	-12.3780488	-24.7560976
-4	-0.087	0.0078	-0.083	-0.00032925	025 -0.04221173 -0.0435		-5.57692308	-11.1538462
-3	0.03	0.0074	-0.083	0.0000135	0.00182432	0.015	2.02702703	4.05405405
-2	0.146	0.0065	-0.083	0.00155607	0.23939508	0.073	11.2307692	22.4615385
-1	0.263	0.0063	-0.082	0.00909572	1.44376563	0.1315	20.8730159	41.7460317
0	0.38	0.0064	-0.082	0.027436	4.286875	0.19	29.6875	59.375
1	0.496	0.0063	-0.082	0.06101197	9.68443937	0.248	39.3650794	78.7301587
2	0.613	0.0067	-0.081	0.1151732	17.1900296	0.3065	45.7462687	91.4925373
3	0.729	0.0076	-0.081	0.19371024	25.4881901	0.3645	47.9605263	95.9210526
4	0.831	0.0092	-0.081	0.2869281	31.1878365	0.4155	45.1630435	90.326087
5	0.918	0.01	-0.081	0.38681032	38.6810316	0.459	45.9	91.8
6	0.995	0.0107	-0.08	0.49253744	46.0315362	0.4975	46.4953271	92.9906542
7	1.064	0.0116	-0.08	0.60227507	51.9202648	0.532	45.862069	91.7241379
8	1.123	0.0131	-0.08	0.70812393	54.0552621	0.5615	42.8625954	85.7251908
9	1.173	0.0145	-0.08	0.80698236	55.6539558	0.5865	40.4482759	80.8965517
10	1.214	0.0161	-0.079	0.89459417	55.5648554	0.607	37.7018634	75.4037267
11	1.245	0.0179	-0.079	0.96489056	53.9045007	0.6225	34.7765363	69.5530726
12	1.267	0.0199	-0.079	1.01695058	51.1030443	0.6335	31.8341709	63.6683417
13	1.28	0.021	-0.079	1.048576	49.9321905	0.64	30.4761905	60.952381
14	1.283	0.0243	-0.079	1.05596609	43.4553948	0.6415	26.399177	52.7983539
15	1.276	0.0283	-0.079	1.03877629	36.7058759	0.638	22.5441696	45.0883392
16	1.258	0.0324	-0.079	0.99543276	30.7232332	0.629	19.4135802	38.8271605
17	1.229	0.036	-0.078	0.92816599	25.7823887	0.6145	17.0694444	34.1388889
18	1.188	0.0401	-0.078	0.83833834	20.9061929	0.594	14.8129676	29.6259352
19	1.135	0.0445	-0.078	0.73106769	16.4284874	0.5675	12.752809	25.505618
20	1.068	0.0/03	-0.078	0 60909322	12 35/1832	0 534	10 8316/13	21 663286

PERFIL "NACA 63412"

Tabla B10. Características del perfil "NACA 63412".



Figura B19. Curvas del perfil "NACA 63412" **a Vs Cl** y Cl vs Cd



Diseño conceptual y cálculo aerodinámico de una pala para un helicóptero monoplaza



Figura B20. Forma del perfil "NACA 63412"



APÉNDICE C

Memoria de cálculo para curvas de potencia.

w (Kg)	RPM	σ
381.0156	540	0.04177817
T (N)	?	U (m/s)
3849.895927	56.54866776	180.955737
η	c (m)	b
0.75	0.21	2
S	μ	Re
32.16990877	0.00001456	2609938.51
D (m)	Cdf	
6.4	0.01	

Altitud (ft)	ρ (slug/ft^3)	<mark>ρ (Kg/m^3)</mark>	Ct	Cl	Cd (Re 2.5*10^6)
0	0.002378	1.225	0.002983447	0.428469754	0.00765
1000	0.002309276	1.1895975	0.003072235	0.441221042	0.00765
2000	0.002241978	1.15493	0.003164454	0.454465161	0.00765
3000	0.002176108	1.1209975	0.003260242	0.468221784	0.00765
4000	0.002111902	1.0879225	0.00335936	0.482456654	0.0076
5000	0.002048885	1.05546	0.003462682	0.497295443	0.0076
6000	0.001987532	1.023855	0.003569571	0.512646272	0.00755
7000	0.001927607	0.992985	0.003680542	0.528583462	0.0075
8000	0.001869108	0.96285	0.003795734	0.545126914	0.0075
9000	0.001811798	0.9333275	0.003915799	0.562370067	0.00755
10000	0.001755915	0.90454	0.004040421	0.580267814	0.00755
11000	0.001701459	0.8764875	0.004169738	0.598839628	0.0076
12000	0.001648192	0.8490475	0.004304498	0.618193268	0.00765
12500	0.001622272	0.835695	0.004373274	0.628070586	0.00765

Tabla C1. Datos de la aeronave.

Tabla C2. Datos atmosféricos, coeficientes de levantamiento y resistencia al avance.



Altitud (ft)	$O(Ka/m^3)$	Pd (100%)	Pd (80%)	$P(N/m^2)$	
		Fu (100%)	Fu (00/0)		
0	1.225	65	52	101325	15
1000	1.1895975	63.5224141	50.81793132	97716.56961	13.0188
2000	1.15493	62.0548403	49.6438722	94212.90686	11.0376
3000	1.1209975	60.5981369	48.47850952	90811.66859	9.0564
4000	1.0879225	59.1531206	47.32249651	87510.54824	7.0752
5000	1.05546	57.7205668	46.17645347	84307.27545	5.094
6000	1.023855	56.3012107	45.04096857	81199.61582	3.1128
7000	0.992985	54.8957482	43.91659855	78185.37054	1.1316
8000	0.96285	53.5048368	42.80386946	75262.37607	-0.8496
9000	0.9333275	52.1290968	41.7032774	72428.50385	-2.8308
10000	0.90454	50.7691115	40.6152892	69681.65999	-4.812
11000	0.8764875	49.4291547	39.54332377	67016.355	-6.816666667
12000	0.8490475	48.0965292	38.47722336	64442.7	-8.761111111
12500	0.835695	47.4437957	37.95503656	63186.27	-9.761111111

Tabla C3. Potencia disponible con respecto a la altitud.

NMM		CLARK Y					
V (m/s)	Wi (HP)	Wp (HP)	Wrp (HP)	Wf (HP)	Wr/c (HP)	Waccs (HP)	Wn (HP)
0	48.09118036	12.50503888	60.59621924	0	6.059621924	3.508202166	70.16404333
4.469444444	43.44778054	12.54318211	55.99096265	0.023581842	5.599096265	3.242823197	64.85646395
8.938888889	33.10894869	12.65761179	45.76656047	0.188654736	4.576656047	2.659572171	53.19144343
13.40833333	24.24420837	12.84832792	37.09253629	0.636709733	3.709253629	2.180973666	43.61947332
20.1125	16.59268544	13.27743922	29.87012466	2.148895351	2.987012466	1.842422762	36.84845523
26.81666667	12.50495684	13.87819503	26.38315187	5.093677868	2.638315187	1.795533943	35.91067887
33.52083333	10.01746814	14.65059537	24.6680635	9.948589586	2.46680635	1.951761023	39.03522046
40.225	8.351957891	15.59464022	23.94659811	17.1911628	2.394659811	2.291180038	45.82360076
44.69444444	7.517937452	16.31936152	23.83729897	23.58184198	2.383729897	2.621203729	52.42407458
53.63333333	6.265916408	17.99766348	24.26357989	40.74942294	2.426357989	3.549440043	70.98880086
67.04166667	5.01315958	21.08726481	26.10042439	79.58871669	2.610042439	5.699957027	113.9991405
80.45	4.177760685	24.86344422	29.04120491	137.5293024	2.904120491	8.919717254	178.3943451

Tabla C4. Datos de potencia para la construcción de la gráfica a NMM.

3000 ft		CLARK Y					
V (m/s)	Wi (HP)	Wp (HP)	Wrp (HP)	Wf (HP)	Wr/c (HP)	Waccs (HP)	Wn (HP)
0	50.27257827	11.44336108	61.71593935	0	6.171593935	3.573028068	71.46056135
4.469444444	45.80709254	11.47826595	57.28535848	0.021579744	5.728535848	3.31765653	66.35313061
8.938888889	35.56989613	11.58298055	47.15287668	0.172637949	4.715287668	2.738989594	54.77979189
13.40833333	26.3404844	11.75750488	38.09798928	0.582653077	3.809798928	2.236339015	44.7267803
20.1125	18.10761938	12.15018463	30.25780401	1.966454135	3.025780401	1.855265187	37.10530374
26.81666667	13.65909818	12.69993627	26.35903446	4.661224617	2.635903446	1.771376975	35.42753949
33.52083333	10.94486052	13.40675982	24.35162034	9.10395433	2.435162034	1.888986142	37.77972284
40.225	9.126020331	14.27065526	23.39667559	15.73163308	2.339667559	2.182525065	43.6505013
44.69444444	8.214951288	14.93384773	23.14879901	21.5797436	2.314879901	2.475969606	49.51939212
53.63333333	6.847056246	16.46966185	23.3167181	37.28979694	2.33167181	3.31253615	66.25072299
67.04166667	5.478201421	19.29695603	24.77515745	72.83163464	2.477515745	5.267595149	105.351903
80.45	4.565334486	22.75253781	27.31787229	125.8530647	2.731787229	8.205406536	164.1081307

Tabla C5. Datos de potencia para la construcción de la gráfica a 3000ft.



7000 ft		CLARK Y					
V (m/s)	Wi (HP)	Wp (HP)	Wrp (HP)	Wf (HP)	Wr/c (HP)	Waccs (HP)	Wn (HP)
0	53.41486522	9.937827959	63.35269318	0	6.335269318	3.6677875	73.35575
4.469444444	49.18503881	9.968140606	59.15317941	0.019115441	5.915317941	3.425663831	68.51327662
8.938888889	39.13609155	10.05907854	49.1951701	0.152923529	4.91951701	2.856190033	57.12380067
13.40833333	29.45909737	10.21064178	39.66973915	0.51611691	3.966973915	2.323833156	46.47666313
20.1125	20.39592479	10.55165905	30.94758383	1.741894571	3.094758383	1.883380884	37.66761767
26.81666667	15.40854678	11.02908323	26.43763001	4.12893528	2.643763001	1.747912015	34.9582403
33.52083333	12.35204096	11.64291432	23.99495528	8.064326718	2.399495528	1.81361987	36.27239739
40.225	10.30098534	12.39315231	22.69413766	13.93515657	2.269413766	2.047300421	40.94600841
44.69444444	9.273090497	12.9690926	22.24218309	19.11544111	2.224218309	2.293781185	45.8756237
53.63333333	7.729392365	14.30284904	22.0322414	33.03148224	2.20322414	3.014049883	60.28099766
67.04166667	6.184314262	16.75817339	22.94248765	64.51461375	2.294248765	4.723755272	94.47510544
80.45	5.153834941	19.75912538	24.91296032	111.4812526	2.491296032	7.309763627	146.1952725

Tabla C6. Datos de potencia para la construcción de la gráfica a 7000ft.

11000 ft CLARK Y								
V (m/s)	Wi (HP)	Wp (HP)	Wrp (HP)	Wf (HP)	Wr/c (HP)	Waccs (HP)	Wn (HP)	
0	56.85394664	8.888875874	65.74282251	0	6.574282251	3.806163409	76.12326817	
4.469444444	52.85712666	8.915988977	61.77311563	0.017412832	6.177311563	3.577254738	71.54509477	
8.938888889	43.0530852	8.997328285	52.05041349	0.139302657	5.205041349	3.02077671	60.41553421	
13.40833333	32.98922326	9.132893799	42.12211706	0.470146467	4.212211706	2.463393433	49.26786866	
20.1125	23.03933801	9.437916206	32.47725422	1.586744327	3.247725422	1.963774946	39.27549891	
26.81666667	17.43959999	9.864947574	27.30454757	3.761171738	2.730454757	1.778746003	35.57492006	
33.52083333	13.98815259	10.41398791	24.40214049	7.34603855	2.440214049	1.79938911	35.9877822	
40.225	11.6678477	11.0850372	22.7528849	12.69395461	2.27528849	1.985375158	39.70750316	
44.69444444	10.50426366	11.60018615	22.10444981	17.41283212	2.210444981	2.196196153	43.92392307	
53.63333333	8.756193296	12.79316268	21.54935597	30.0893739	2.154935597	2.831245551	56.62491102	
67.04166667	7.00611809	14.989324	21.99544209	58.7683084	2.199544209	4.366489195	87.3297839	
80.45	5.838780272	17.67352118	23.51230145	101.5516369	2.351230145	6.706061501	134.12123	

Tabla C7. Datos de potencia para la construcción de la gráfica a 11000ft.

12500 ft CLARK Y							
V (m/s)	Wi (HP)	Wp (HP)	Wrp (HP)	Wf (HP)	Wr/c (HP)	Waccs (HP)	Wn (HP)
0	58.22501097	8.530937526	66.7559485	0	6.67559485	3.864818071	77.29636142
4.469444444	54.31455344	8.556958835	62.87151228	0.017412832	6.287151228	3.640846123	72.81692246
8.938888889	44.61571765	8.635022762	53.25074041	0.139302657	5.325074041	3.090269322	61.80538643
13.40833333	34.42625596	8.765129307	43.19138526	0.470146467	4.319138526	2.525298435	50.50596869
20.1125	24.13236347	9.057869034	33.1902325	1.586744327	3.31902325	2.005052636	40.10105271
26.81666667	18.28285929	9.467704651	27.75056394	3.761171738	2.775056394	1.804568004	36.09136008
33.52083333	14.66827491	9.994636159	24.66291107	7.34603855	2.466291107	1.814486354	36.28972708
40.225	12.23630324	10.63866356	22.8749668	12.69395461	2.28749668	1.992443057	39.84886115
44.69444444	11.01636371	11.13306843	22.14943214	17.41283212	2.214943214	2.198800393	43.97600787
53.63333333	9.183348229	12.27800603	21.46135425	30.0893739	2.146135425	2.826150715	56.5230143
67.04166667	7.348020675	14.38573206	21.73375273	58.7683084	2.173375273	4.351338758	87.02677516
80.45	6.12375264	16.96184165	23.08559429	101.5516369	2.308559429	6.681357402	133.627148

Tabla C8. Datos de potencia para la construcción de la gráfica a 12500ft.







	1	2	3		4		5	6	
]
D									D
	3	PALA	1						
	2	ELEMENTO2	1		\frown				
	1	ELEMENTO1	1		3				
	PC NO	PART NAME	QTY			and the second se			
С				and the second se					С
	1								
			E	ESTE EN	NSAMBL	E SE ML I TAMA	JESTRA A UNA NIO REAI	ESCALA DE	
Β									В
	(2)		Г						_
				SIEM	IENS	ESCUI Y	ELA SUPERIOR DE INGENI ELECTRICA U.P. TICO	ERIA MECANICA DMAN	
									_
			F	IRST ISSUE	C				
Α				HECKED BY		ENSAMB	LE FINAL DE PALA Y ELEM	ENTOS SUJETADORES	^s A
			A	PPROVED BY		SIZE DRG NO	Э.	RE	✓
	ALL DIMENS	SIONS IN MM				A4	APENDICE	D	1
	3D CAD MASTER PART NAME:					SCALE 1:1		SHEET 2 OF 2	
	1	2	3	V	4		5	6	