

INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

INGENIERÍA EN AERONÁUTICA

"ANÁLISIS Y PREDICCIÓN DEL RUIDO GENERADO POR LAS PUNTAS DE PALA EN UNA HÉLICE DE AEROMODELISMO APC 11X06"

TITULACIÓN CURRICULAR TESINA

QUE PARA OBTENER EL TITULO DE: INGENIERO EN AERONAUTICA PRESENTA:

JOSE EDUARDO MORALES MORALES LUIS FERNANDO HERNÁNDEZ AGUILERA



ASESOR: DR. CARLOS MANUEL RODRÍGUEZ ROMÁN

MEXICO, D.F.

2010

AGRADECIMIENTOS

A mi abuelo Manuel Aguilera "que en paz descanse" que siempre me enseño la grandeza de la aviación, quien siempre me trato como a un hijo.

A mi madre Mussetta, que nunca dejo de apoyarme y guiarme a lograr un sueño el cual comienza hoy.

Al Doctor Román, quien nos oriento en el desarrollo de este trabajo el cual, sin su ayuda hubiera sido muy difícil de completar.

INDICE

NOMENCLATURA	3
INTRODUCCIÓN	4
 PROTOCOLO Hipótesis Principal Hipótesis Secundaria Objetivo General Objetivos Específicos Justificación Alcance 	6
CAPÍTULO 1 MARCO TÉORICO	8
CAPÍTULO 2 TEORÍA DEL ROTOR DE PALA 2.1 Teoría del Rotor de pala 2.2 Teoría del Elemento de Pala (Glauert-Theodorsen) 2.3 Teoría del Momentum (Rankine-Froude) 2.4 Geometría de Hélices	12 12 13 14 19
CAPÍTULO 3 LOS EFECTOS DE UN NÚMERO DISCRETO DE PALAS 3.1 Efecto de un número discreto de palas 3.2 Estela de una hélice y vórtices 3.3 Pérdida en las puntas de Hélice	22 22 22 24
 3.4 Aproximación de Prandit para diritación de pérdida en las puntas 3.5 Ruido 3.5.1 Teoría acústica 3.5.2 Ruido y sonido 3.5.3 Presión de sonido 	27 30 30 30 31
 3.5.4 Amplitud A, Frecuencia f, Periodo T, Frecuencia f, Angular ω 3.5.5 Niveles de presión de sonido 	31 32
 3.5.6 Intensidad <i>I</i>, impedancia Z₀, potencia de sonido <i>P</i>, nivel de la potencia de sonido <i>L_P</i> 3.5.7 Fuentes de sonido y ruido 3.5.8 Ruido en el perfil 3.5.9 Ruido en el borde de salida 3.5.10 Ruido en la punta de la hélice 3.5.11 Ruido generado a causa de la separación de flujo estancado 	32 34 35 36 37
3.5.12 Ruido en el borde de salida	38

CAPÍTULO 4 HÉLICE APC 11X06	40
4.1 Definición de las diferentes puntas de pala	40
4.2 Propuestas de diferentes puntas en la hélice APC 11 X 06	42
4.3 Modelado de las diferentes puntas propuestas	43
4.4 Mallado de la Hélice	46
CAPÍTULO 5 ANÁLISIS DE RESULTADOS 5.1 Relación de los resultados y la geometría de las puntas 5.2 Comparación del ruido entre una geometría y otra	50 55 63
CONCLUSIONES	
ANEXOS	73

Nomenclatura

а	Factor de inducción axial, $rac{vi}{V_{\infty}}$
a'	Factor de inducción tangencial, $\frac{vt}{or}$
Α	Área del disco rotor, m^2
с	Cuerda de pala, m
Cl	Coeficiente de levantamiento
Cla	Sectional lift curve slope, rad^{-1}
СР	Coeficiente de presión $\frac{P-P_{\infty}}{\frac{1}{2}*\rho_{\infty}V_{\infty}^2}$
СТ	Coeficiente de empuje, $\frac{T}{\rho n^2 D^4}$
D_{ψ}	Diferencia del operador temporal
D_{ζ}	Diferencia del operador espacial
F	Factor de pérdida de Prandtl
Γ	Circulación $m^2 s^{-1}$
Θ	Àngulo de pala, rad

INTRODUCCIÓN

La aeroacústica es una rama del estudio de la acústica y de la aerodinámica, en la cual se estudia la generación de ruido a través del movimiento turbulento de los fluidos causados por fuerzas aerodinámicas que interactúan con una cierta superficie.

En este documento abordamos el tema de aeroacústica, enfocado al ruido generado en propelas, viendo las causas por las que se produce, los tipos de ruido que se producen y viendo las alternativas posibles para poder disminuir este fenómeno.

En este caso nosotros, nos dirigimos al estudio de el ruido producido por una propela de aeromodelo "APC 11x06", específicamente al ruido que se genera y manifiesta a través de sus puntas, para eso se tuvo que realizar una investigación de los factores más importantes que influyen en este fenómeno.

Para la realización de esta investigación se siguió una metodología en la tesina, se mostró en el capítulo 1 el marco teórico, dando una breve reseña de la historia y de los temas relacionados con la aeroacústica y las propelas, enseguida en el capítulo 2 abordamos la teoría básica del elemento de pala, en la cual se da a conocer las variables básicas que influyen en su dinámica y funcionamiento. Después se procedió a mostrar en el capítulo 3 el tema de pérdida en las puntas de hélice, tema que se relaciona ampliamente con nuestro estudio, y que se debe tener conocimiento básico de él para poder entender de una manera más comprensiva la generación de ruido en puntas. Así también en el mismo capítulo 3 se menciona todas los posibles causas del ruido aerodinámico que se pueden producir en las propelas y los distintos tipos de ruido que existen, además de que proyectamos los avances hechos por otros experimentos realizados por otros investigadores sobre el ruido en las puntas y su punto de análisis, así como sus enfoques acerca de los fenómenos que ellos observaron.

En el capítulo 4 están las propuestas de hélice que podrían disminuir el ruido en base a la teoría que se muestra en el capítulo 3, y las consideraciones hechas para la selección de ellas y la realización de la experimentación a través de CFD. Finalmente en el capítulo 5 recopilamos todos los datos obtenidos en la experimentación, mostrando los datos de una manera ordenada y comprensiva para su estudio y análisis, dando a conocer las observaciones y de cómo se manifestó la acción del ruido en las distintas puntas de la hélice y en sus alrededores, y mostrando conclusiones con respecto a cada punta analizada que serán de utilidad para futuras investigaciones.

Por último se mostraron las conclusiones globales acerca de todo el proceso para la realización de esta tesina, y la posible aplicación de la información aquí obtenida.

PROTOCOLO

Hipótesis Principal

El diseño de las puntas de las hélices tiene una gran relación con el ruido generado por las hélices. Como consecuencia, si un diseño de las puntas de las hélices se modifica, se tendrán resultados diferentes con el ruido, y por lo tanto podremos disminuir el ruido.

Hipótesis secundaria

Uno de los fenómenos que se causan en las hélices es la creación de vórtices en las puntas de las palas, y esto trae como consecuencia ruido en la hélice al estar girando, ya que los vórtices generados por la punta de la hélice interactúan con las palas de las hélices.

Objetivo General

La ciencia de dinámica de fluidos computacional (CFD, por sus siglas en Ingles, computational fluid dynamics), se han vuelto una herramienta útil para simular los flujos complejos, siendo este una mejor alternativa para estudiar fenómenos aerodinámicos. Por lo tanto por medio de un paquete de CFD, se procederá a realizar un análisis de la hélice APC 11X06, con el fin de conocer y predecir el ruido que genera la hélice al estar operando, y además corroborar si con un cambio en el diseño de las puntas de las hélices el ruido se puede disminuir.

Objetivos Específicos

Mostrar la relación que existe en la geometría de las palas y la variación de las velocidades de los flujos, y los efectos que trae como consecuencia.

Dar a conocer los factores más importantes en el diseño de las hélices para la disminución del ruido.

Mostrar los diseños de punta más apropiados para la disminución del ruido en las hélices.

Interpretar y analizar los resultados arrojados por el paquete CFD para concluir que diseño de los propuestos es el más óptimo para disminuir el ruido.

Justificación

Hay un gran requerimiento para poder predecir el ruido generado por las hélices, sin embargo los métodos actuales de predecir el ruido a través de procedimientos experimentales y teóricos son pobres, o no dan una descripción exacta de la relación que hay en la geometría de la hélice y el ruido emitido por estas.

Alcance

Se realizó un análisis a la hélice APC11x6 por medio de una paquetería de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD por sus siglas en ingles), se propusieron tres variaciones de la hélice, dichas variaciones están dadas en el diseño de la puntas de las palas. Cada pala distinta fue sometida a varias simulaciones con diferentes revoluciones por minuto. A partir de los datos obtenidos se analizó como influye el diseño de las puntas en el ruido que cada pala emitió y se concluyó cual es el más adecuado.

CAPITULO 1 "MARCO TEÓRICO"

Desde 1919 se ha intentado predecir el ruido de las propelas. El trabajo se obstaculizó por la falta de métodos que estudiaran este fenómeno. También, estos esfuerzos fueron obstaculizados por las limitaciones de equipo para medir el ruido experimentalmente. Algunos procesos fueron realizados cerca de 1950 pero la llegada de las computadoras al mismo tiempo permitió el desarrollo de métodos de los cuales se obtenía una porción significante de información en la generación de ruido en las propelas. Entre 1950 y inicios de 1970 algunos procesos fueron creados para redefinir los métodos de predicción.

Un intento de desarrollar un método para predecir el ruido fue creado por Lynam y Webb el cual fue publicado en 1919. Después en 1920 Bryan publica un trabajo más teórico de ruido en propelas. Aparentemente este trabajo utiliza diferentes tipos de pala.

Gutin fue el primero en desarrollar una teoría que explica correctamente el proceso de la generación de ruido. La teoría de Gutin representa fuerzas aerodinámicas en las palas de las propelas por un anillo de dipolos en el disco barrido por la rotación de las palas de las propelas. Gutin comenzó desde analizar la pala como un ala por sus fuerzas aerodinámicas. El reconoció que cada elemento de la pala produce empuje y resistencia al avance muy parecido a un ala.

Deming en 1937 y 1938 fue el primero en crear una teoría de ruido para dos palas delgadas, toda esta información anteriormente desarrollada fue para todo tipo de propelas.

Sabemos que una propela consiste en un número de palas designadas para convertir un torque a empuje, cada una de estas palas está sujeta a las mismas leyes de aerodinámica e influenciadas de igual forma como superficies de levantamiento. Para generar empuje una pala debe de rotar a un ángulo de ataque local. Este es conveniente verlo como una hélice, causado por la adición de dos vectores de velocidad:

1- Que realiza el movimiento hacia enfrente "V"

2- El otro causado por la rotación de cada pala "n" rpm

El ángulo de la hélice debe ser variable a lo largo de toda la pala debido a que las velocidades en la raíz son más bajas que en la punta, si este fuese constante, provocaría puntos en los cuales la hélice no generaría la fuerza necesaria para impulsar ningún artefacto.

Es por eso que cada sección de la pala desde la punta hasta la raíz deben de tener el ángulo de ataque más eficiente para las condiciones de operación a las cuales se ha diseñado, para que esto suceda la pala va disminuyendo de espesor hasta llegar a la punta.

Ahora bien un concepto importante a definir es la punta de la propela.

La punta está definida como la sección de la hélice seguida después de la sección de pala que va del empotre hasta el 80%, midiendo de la raíz a la punta, como se muestra en la figura 1.



Figura 1

Algunos problemas para diseñar las propelas son:

1.- El máximo tamaño que pueda tener para que las palas no toquen con ningún componente o el suelo.

2.- Escoger las velocidades a las cuales va a rotar, para disminuir la intensidad de los vórtices generados en las puntas, estos vórtices pueden causar varios problemas dependiendo del fluido en el cual interactúen, algunos ejemplos de estos problemas son:

1.- En el agua la generación de un fenómeno conocido como cavitación, el cual genera pérdida en el rendimiento.

2.- En el aire la generación de un fenómeno conocido como ruido, este ruido es causado por muchos factores, a su vez que se pierde eficiencia, y crea contaminación auditiva dependiendo del nivel de ruido.

Parte de este tipo de fenómenos se presentan indiscutiblemente en velocidades que se acerquen a 0.75 de MACH debido a que las condiciones del fluido cambian¹. Tomando en cuenta estas afirmaciones es posible modificar la punta para disminuir los efectos generados por la velocidad, generando una reducción de los vórtices generados en dichas secciones.

El funcionamiento de una hélice, trae como consecuencia varios efectos aerodinámicos en el fluido, su objetivo principal es la de transmitir su energía cinética a un fluido, generando tracción, o viceversa, producir energía a partir del movimiento del aire, sin embargo en ambos casos, el funcionamiento de una hélice está sujeta a perturbaciones en el aire, y a efectos no deseados. Todas las hélices hoy en día al funcionar generan mucho ruido, este efecto aunque se ha investigado, no se ha podido obtener conclusiones certeras de por qué sucede y como se podría evitar, es por eso que existe una falta de información de cómo predecir el ruido que genera una cierta hélice, y que se puede hacer para disminuirlo. Este factor es imprescindible estudiarlo, ya que esto puede disminuirse si se conocen los factores que lo afectan y/o lo causan directamente, provocando pérdidas en la eficiencia de las hélices, gastos mayores de energía, así como también el ruido que llega a causar una contaminación auditiva, llega a ser molesto para la sociedad, y es ideal que se

¹ Seddon, J. <u>Basic Helicopter Aerodynamics</u> (Aerodinámica Básica de Helicópteros). British Library. 1990. pp. 70-78.

disminuya en lo más posible. Es por eso que la problemática en si es modificar el diseño de punta de la hélice y predecir el ruido que genera, con el objetivo de disminuir las consecuencias aereoacústicas² de la hélice.

² Es la materia dedicada al estudio de la generación de ruido ya sea por el movimiento de fluido turbulento o por la interacción de fuerzas aerodinámicas con superficies.

CAPITULO 2 "TEORÍA DEL ROTOR DE PALA"

2.1- Teoría del Rotor de Pala

Una pala puede considerarse como un ala fuertemente torcida. Debido a que la sección transversal de ambas en esencia es la misma, con la diferencia de que la base en la pala es redondeada y su extremo es muy delgado. Sin embargo, las propelas usualmente en las secciones cercanas al eje tienen un espesor considerablemente mayor respecto a la sección transversal de un ala, y se prefieren aquellos perfiles que posean una curvatura más recta. Pero la diferencia significativa se encuentra en el ángulo β la cual es variable a lo largo de toda la pala disminuyendo desde el eje hasta la punta.

El máximo de eficiencia alcanzada en una hélice es alrededor del 84% de la potencia total del motor, es decir, el 16% de la potencia es desperdiciada por distintos factores. Las hélices trabajan moviendo grandes cantidades de aire acelerándolas cada revolución. Por lo tanto, mientras más grande sea el disco más cantidad de aire será impulsado, convirtiendo la energía del motor en empuje.

2.2- Teoría del Elemento de Pala (Glauert-Theodorsen)

Si consideramos una pala como un ala fuertemente torcida, la adaptación en este punto de vista nos permite considerar las fuerzas actuando sobre la pala de la hélice, a esto se le conoce como teoría de elemento de pala.



Figura 2³

La fuerza que es ejercida a través del aire en el elemento de pala de su extensión de la envergadura dr es la resultante de dos tipos de fuerzas, levantamiento y arrastre, perpendiculares y paralelas, respectivamente, a la velocidad con que el elemento se mueve a través del aire. Esta velocidad aparece como un vector con la componente horizontal $2\pi nr$ y la componente vertical (V + a).

La tracción y el par están dados por la posición r y la envergadura dr, y se expresa mediante:

$$dT = \frac{1}{2}\rho NcV_0^2 (C_L cos\phi_0 - C_D sen\phi_0)dr$$
$$dQ = \frac{1}{2}\rho NcV_0^2 r (C_L sen\phi_0 + C_D cos\phi_0)dr$$

Estos coeficientes aerodinámicos (C_L, C_D) , son los que se presentan en la cuerda c y la magnitud del viento relativo V_0 . Cabe destacar que estas ecuaciones llegan a ser inservibles cuando el ángulo entre el plano de rotación y el viento relativo se desconoce.

³ Von Mises Richard, "Theory of Flight", First Edition, Mc Graw-Hill, New York, pág. 317, 1945.

Para conocer el ángulo, debe conocerse el diagrama de velocidades del elemento de pala. El cual relaciona la velocidad de avance de la Hélice en el fluido, la velocidad tangencial del elemento debido al giro y las velocidades inducidas, en función del modelo de Rankine - Froude.



Donde *n* es la velocidad de giro de la hélice en revoluciones por segundo. β es el ángulo de paso dado entre el plano de rotación hasta la cuerda aerodinámica del elemento de pala. ϕ es el ángulo de velocidades, representando la inclinación con la cual el flujo no perturbado incidiría en el perfil. ε es el ángulo inducido y es la diferencia entre el flujo no perturbado y el flujo que actúa sobre el elemento de pala. Por lo tanto:

$$\phi_0 = \phi + \varepsilon$$

Finalmente, α es el ángulo de ataque del perfil:

$$\alpha = \beta - \phi_0 = \beta - \phi - \varepsilon$$

2.3- Teoría del Momentum (Rankine - Froude)

Asume el aire como un fluido perfecto. Esto proporciona a la hélice una eficiencia, por debajo de todas las condiciones, menor a 1. Por otro lado la teoría de momento no intenta resolver por completo el problema de la hélice y la mayoría serán complementadas, para propósitos prácticos, por conceptos de la teoría de elemento de pala. Su funcionamiento está basado en la segunda y tercera ley de Newton: al incrementar la cantidad de movimiento del fluido que

⁴ Rodríguez Román, Carlos M. <u>Análisis de los "Modelos Combinados" en la Teoría y el Diseño de Hélices</u>. México. 2005. pág. 5.

pasa a través del mecanismo, el fluido reacciona produciendo una fuerza en sentido contrario a dicho elemento y que actúa sobre la hélice.

La teoría reemplaza el cuerpo por un mecanismo ideal, denominado "disco actuador". La acción de dicho disco es suponer el efecto que este genera sobre el flujo.



Figura 4⁵

El cambio de presión puede calcularse por medio de la ecuación de Bernoulli considerando a nuestro fluido idealmente (no viscoso e incompresible). Tomando en cuenta que la ecuación de Bernoulli es aplicable a lo largo de una línea de corriente, siempre y cuando sean continuas, por lo tanto, suponemos que la presión sufre un salto justo al atravesar el disco. Suponiendo esto, escribiremos dos veces la ecuación de Bernoulli: la primera para una línea de corriente que parte delante del disco y llega hasta sus proximidades sin atravesarlo; la segunda, para una línea de corriente que parte justo atrás del disco y llega hasta la estela donde la presión del aire se ha estabilizado con la presión atmosférica.

$$\frac{1}{2}\rho V^2 + p_1 = \frac{1}{2}\rho (V + a')^2 + p'_1$$
$$\frac{1}{2}\rho (V + a')^2 + p'_2 = \frac{1}{2}\rho (V + c')^2 + p_2$$

Por lo tanto podemos deducir que la $p_1 = p_2$, y puede reducirse a:

⁵ Von Mises Richard. <u>Theory of Flight</u> (Teoría de vuelo), First Edition, Mc Graw-Hill, New York, 1945, pág. 331.

$$\Delta p = p_{2}' - p_{1}' = \rho \left(V + \frac{c'}{2} \right) c'$$

La fuerza generada por una corona de ancho dr y radio medio r queda de la siguiente manera:

$$dT = \Delta p \cdot ds$$
$$ds = 2\pi r dr$$
$$dT = 2\pi r \rho \left(V + \frac{c'}{2} \right) c' dr$$

Sin olvidar que la fuerza es igual al cambio en la cantidad de flujo másico del aire que pasa a través de la misma corona multiplicado por el incremento de velocidad:

$$dT = d\dot{m} \cdot \Delta V$$

$$d\dot{m} = \rho (V + a') ds; \qquad \Delta V = (V + c') - V = c'$$

$$dT = 2\pi r \rho (V + a') c' dr$$

Comparando estas expresiones deducimos que 2a' = c', la fuerza queda en función de la velocidad inducida en el disco:

$$dT = 4\pi\rho r (V + a')a' dr$$

Sin embargo Von Mises en 1945⁶, dice que el flujo también sufre un incremento de velocidad tangencial en el disco actuador. Este incremento es instantáneo y produce un par sobre el flujo.

$$dQ = 4\pi\rho r^2 (V + a')b' dr$$

En donde b' es un incremento de velocidad tangencial en el disco, considerando que este incremento es nulo antes de atravesar el disco.

⁶ Von Mises Richard, <u>"Theory of Flight"</u>, First Edition, Mc Graw-Hill, New York, pp. 326-345, 1945.

Análisis Dimensional

Este teorema proporciona un método de construcción de parámetros adimensionales incluso cuando la forma de la ecuación es desconocida. De todas formas la elección de parámetros adimensionales no es única y el teorema no elige cuáles tienen significado físico. (Teorema π de Buckingham)⁷.

Tomaremos el diámetro de nuestra hélice "*D*" como longitud característica. Puede construirse un tiempo característico con el inverso de la velocidad de giro: n^{-1} (denotando que esta definición no es del todo acertada, debido a que, n está dado en revoluciones por segundo). Y como masa característica está dada por la densidad del fluido y el diámetro de la hélice ρD^3 .

Por medio de estas magnitudes características podremos adimensionalizar los números representativos del fenómeno. De esta forma las unidades de velocidad son nD y la velocidad de avance de la hélice esta dado por el coeficiente de funcionamiento o factor de avance

$$J = \frac{V}{nD}$$

Las velocidades inducidas quedarán representadas por los números:

$$a = \frac{a'}{nD};$$
 $b = \frac{b'}{nD}$

La fuerza en este sistema está dado por $\rho n^2 D^4$.

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}$$

El momento de una fuerza está dado por $\rho n^2 D^5$.

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5}$$

Para la posición de un elemento de pala.

⁷ E. Buckingham, "Model experiments and the form of empirical equations", Trans. ASME, vol. 37, pp. 263-296, 1915.

$$x = \frac{2r}{D}$$

Y por último un número adimensional para representar la "densidad" de las palas con respecto al disco de la hélice.

$$\sigma = \frac{Nc}{\pi D}$$

Este número se conoce como solidez. Es claramente observable que este número puede quedar en función de la coordenada adimensional x, haciendo variar la cuerda de los perfiles a lo largo de la pala.

Tomando en cuenta las deducciones anteriores, las ecuaciones de tracción y par totales, a lo largo de toda su longitud, se expresan de la siguiente forma:

$$C_T = \pi \int_{x_0}^1 x(J+a)adx$$
$$C_Q = \frac{\pi}{2} \int_{x_0}^1 x^2(J+a)bdx$$

en el caso del modelo de Rankine - Froude.

Y para el modelo de elemento de pala:

$$C_T = \frac{\pi}{4} \int_{x_0}^1 \sigma \sqrt{(J+a)^2 + (\pi x - b)^2} [C_L(\pi x - b) - C_D(J+a)] dx$$
$$C_Q = \frac{\pi}{8} \int_{x_0}^1 \sigma x \sqrt{(J+a)^2 + (\pi x - b)^2} [C_L(J+a) + C_D(\pi x - b)] dx$$

En este último se elimina la incógnita ϕ_0 , mediante relaciones trigonométricas introduciendo las velocidades inducidas.

2.4- Geometría de Hélices



Figura.5⁸

En este caso la propela, a menudo llamada hélice, esta cercanamente relacionada con las superficies helicoidales. Si el movimiento de un cuerpo rígido puede ser considerado como compuesto de una rotación sobre un eje cercano y con una translación simultáneamente proporcional en la dirección del eje, este cuerpo realiza un movimiento helicoidal.



Figura.6⁹

⁸ Von Mises Richard. <u>Theory of Flight</u> (Teoría de vuelo), First Edition, Mc Graw-Hill, New York, 1945, pág. 290.

Durante una revolución completa, todos los puntos del cuerpo progresan por la misma cantidad de p en dirección del eje de rotación. La longitud p es llamada *paso* del movimiento helicoidal. Considerando un punto A del cuerpo que posee una distancia r desde el eje de rotación. La trayectoria de A es una *hélice* de paso p, trazado en el cilindro circular de radio r el cual coincide con el eje de rotación. Estableciendo A_0 y A_1 como 2 puntos consecutivos en la hélice en la misma generatriz¹⁰ del cilindro. Si la superficie del cilindro entre las secciones transversales a través de A_0 y A_1 es cortado a lo largo de la generatriz A_0A_1 y convertido a un plano, la hélice es transformada en una diagonal de base $2\pi r$ y de altura p. La trayectoria β de la hélice contra el plano de la sección

$p = 2\pi r \tan \beta$

Puesto que p tiene el mismo valor de la trayectoria helicoidal de todos los puntos del cuerpo rígido ejecutando un movimiento helicoidal, el paso de varias trayectorias es proporcional a 1/r.

Consideremos una tira estrecha de la superficie helicoidal, descansando sobre dos puntos vecinos de la línea generada. Los puntos A, B, C, ... esta línea demuestra las hélices que se pueden mirar como un segmento brevemente corto AA', BB', CC', ... formando los ángulos respectivos de β con el plano perpendicular al eje de rotación

Esta tira de superficie helicoidal puede ser usada como un esqueleto corto de la pala de la propela, estas líneas antes mencionadas llevan las cuerdas de las secciones transversales de pala.

⁹ Von Mises Richard. <u>Theory of Flight</u> (Teoría de vuelo), First Edition, Mc Graw-Hill, New York, 1945, pág. 287.

¹⁰ Es una línea que a causa de su movimiento conforma una figura geométrica.

Axis



Figura 7¹¹

 ¹¹ Von Mises Richard. <u>Theory of Flight</u> (Teoría de vuelo), First Edition, Mc Graw-Hill, New York, 1945, pág.
 291.

CAPITULO 3 "LOS EFECTOS DE UN NUMERO DISCRETO DE PALAS"

Introducción

En esta unidad procederemos a conocer fenómenos básicos relacionados con las palas de hélice, poniendo énfasis en los fenómenos que ocurren en sus puntas, tales como factores de pérdidas, ruido, y generación de vórtices. Esta información expuesta nos da un conocimiento más profundo de lo que haremos en el análisis numérico de las hélices para conocer su generación de ruido en la punta de pala.

3.1- Efecto de un numero discreto de palas

Hasta el momento se han definido aspectos básicos de teoría de hélices, y se ha asumido idealmente que todas las partículas interactúan con alguna pala de la hélice, y todas tienen las mismas características físicas, tales como velocidad, aceleración, posición, etc. Lo que sucede en la vida real es que no todas las partículas interactúan con las palas de las hélices, y por lo tanto algunas partículas sufren efectos pero otras no. La posibilidad de que estos efectos ocurran en una partícula está en función de la proximidad que se encuentra de la pala, si interactúa con ella o si solo pasa a través del disco del rotor. Por lo tanto variables como la velocidad, aceleración, momento, entre otras, tendrán valores diferentes, sin embargo se puede calcular un valor aproximado a la cual estas magnitudes tienden.

3.2- Estela de una hélice y vórtices

La característica más típica de una hélice es la generación de vórtices en sus puntas. Es un fenómeno muy normal, muy parecido a los que se generan en la punta de ala de alguna aeronave, sin embargo, aquí es diferente, ya que la hélice al girar, deja un vórtice con una estructura helicoidal, como se muestra en la figura 8.

Una característica importante acerca de estos vórtices en las palas de hélice, es que cuando el vórtice comienza a dejar la punta de la hélice, este tiende a dirigirse al eje del rotor, y se mantiene cerca del plano del disco, en consecuencia, la siguiente punta de pala que vuelve a pasar por ahí, recibe un "upwash", incrementando su incidencia efectiva y por lo tanto intensificando la fuerza del vórtice de punta.

La concentración de vórtices en las puntas puede ser reducida con el diseño de una punta de hélice, tal como torcer la punta hacia abajo, reduciendo el área de la punta, o dándole una forma especial, sin embargo debe de tenerse en cuenta que muy cerca de la punta se realiza el mayor levantamiento, debido a que en esa parte la velocidad es muy alta.

La carga en una pala se incrementa desde la raíz hasta la punta, la estela que se forma en este caso contiene parte del vórtice generado en la punta. Esta estela puede aparecer como una hoja helicoidal.



Figura 8¹²

¹²Idem. pág 19

Estudios experimentales realizados por Gray Landgrebe¹³ demostró que la estela está formada por esta hoja helicoidal que contiene pequeños vórtices que giran en sentido contrario al vórtice generado en la punta.

Esta formación se debe a que la circulación del flujo varia a lo largo de toda la longitud de la pala, y también porque hay una diferencia de presiones en la superficie extradós e intradós de la pala, donde el flujo en la parte superior se mueve hacia las puntas, y en la parte trasera el flujo se desplaza hacia la raíz, generando esta hoja de vórtices, por lo tanto no solo se forma un solo vórtice en la punta, sino que también varios a lo largo de esta pala. En esta hoja helicoidal no puede haber flujo que pase a través de ella, por lo tanto se dice que es impermeable. La intensidad de estos vórtices pequeños de la cual está formada la hoja helicoidal, van aumentando su velocidad, desde el empotre de la pala, hasta la punta.

3.3- Pérdida en las puntas de Hélice

Como mencionamos anteriormente, tenemos un número finito de palas separadas, y esto nos afecta, ya que parte del aire que no interactúa con las palas directamente se escapa y se mueve hacia las puntas, que después se deja llevar por los vórtices generados en las puntas. Por lo tanto el flujo inducido, y el empuje es realmente menor al que se calculó con la teoría de hélice. Esta deficiencia es conocida como "Pérdida en las puntas" y se define como la caída brusca de levantamiento en las orillas próximas a la punta de la envergadura de la pala.

Si suponemos la velocidad axial del viento antes de la hélice, y la velocidad después de la hélice, podemos sacar una relación con estos dos valores, esta relación se conoce como *factor de inducción de flujo axial*, este factor se mantiene en un valor promedio constante, sin embargo disminuye

¹³ Seddon, J. <u>Basic Helicopter Aerodynamics</u> (Aerodinámica Básica de Hélicopteros). British Library. 1990. pág 21

bruscamente cuando se acerca a la punta de la hélice. Cuando sacamos una relación del factor de inducción de flujo axial local en un radio r de la pala con el promedio, obtenemos lo que se llama el factor de pérdida en las puntas.

En la figura 8 se muestra una grafica del factor de pérdida en las puntas a lo largo de una pala.¹⁴



Figura.9¹⁵

Se puede apreciar la pérdida de eficiencia en las puntas, que se da de una manera muy brusca. Así mismo esto se relaciona mucho con la forma de distribución del empuje a lo largo de la pala de la hélice, como se puede mostrar en la figura 9.

En esta imagen podemos ver que la mayoría del empuje se realiza cerca de la punta de la hélice, pero cuando se acerca a esta, el empuje disminuye bruscamente.

La pérdida en las puntas de hélice se puede comprender mejor, si analizamos de una manera más exacta cómo se comportan las partículas cuando abordan el disco actuador.

¹⁴ Burton, Tony (et al). <u>Wind energy handbook</u> (Manual de Energía Eólica). England. John Wiley & Sons, Ltd. Copyright 2001. pág. 79

¹⁵*idem*. pág. 80.



Imaginemos que una partícula de aire se acerca al disco actuador, y por lo tanto siente la alta presión que hay en este, sin embargo la velocidad sigue aumentando. Cuando la partícula alcanza el plano del rotor, se encuentra en dos posibles situaciones, que este cerca de una pala o que no lo esté. Si la partícula pasa cerca a través del plano del rotor, entonces se verá fuertemente afectada por el campo de presiones de la pala¹⁷. Una partícula que pase cerca y enfrente de una pala, saldrá del borde de salida de la pala una vez acelerada en una dirección tangencial, pero hay que tener en cuenta que la partícula se moverá hacia el empotre de la pala.¹⁸

Una segunda partícula que pasa cerca de la pala pero que aborde en su lado trasero, entonces la partícula se moverá hacia las puntas, es de esta forma que las partículas de arriba de la pala y las que se encuentran detrás de esta, interaccionan formando vórtices en las puntas, y al mismo tiempo, estas

¹⁶ Seddon, J. <u>Basic Helicopter Aerodynamics</u> (Aerodinámica Básica de Helicópteros). British Library. 1990. pág. 18.

¹⁷ Burton, Tony (et al). <u>Wind energy handbook</u> (Manual de Energía Eólica). England. John Wiley & Sons, Ltd. Copyright 2001. pág. 82.

¹⁸ John D. Anderson. Fundamentals of Aerodynamics (Fundamentos de Aerodinámica) McGraw Hill, New York, 1984. Pág. 229

partículas escapan de la hélice a través de las puntas, desperdiciando fuerza de levantamiento y por lo tanto generando la llamada pérdida en las puntas.¹⁹

3.4- Aproximación de Prandtl para un factor de pérdida en las puntas



Figura.11²⁰

La exacta solución de la ecuación de Laplace del flujo producido por un conjunto de una lámina rígida helicoidal con movimiento axial o, que tiene el mismo efecto de rotación por su propio eje es muy complicada.

Una forma de abordar el problema fue dada por Ludwig Prandtl²¹ comenzando por el hecho de la diferencia entre el auto-inducido $i_m = \frac{\Gamma_*}{4\pi s}$ y el valor exacto de i puede ser importante solo cerca de las puntas de pala, esto es, cerca de los bordes de láminas helicoidales, donde el escape radial de el flujo en el lado de presión de la pala a través de la punta hacia el lado de la succión es más activa.

¹⁹ Seddon, J. <u>Basic Helicopter Aerodynamics</u> (Aerodinámica Básica de Helicópteros). British Library. 1990. pág. 34.

²⁰ Burton, Tony (et al). <u>Wind energy handbook</u> (Manual de Energía Eólica). England. John Wiley & Sons, Ltd. Copyright 2001. pág.82

²¹Reissner Hans. <u>Theory of propellers</u> (Teoría de propelas). Brown Univetsity. 1942 pp. 30.



La aproximación de Prandtl fue inspirada por el hecho, que siendo impermeables (partículas uno y tres pasan alrededor fuera del borde externo de la lámina pero no a través de ella) las láminas de vórtice pueden ser reemplazadas por laminas de material, previendo su movimiento con la velocidad dictada por la estela.

La trayectoria de una partícula, es muy similar a la descrita por la partícula tres (como se muestra en la figura 12), y puede ser interpretada como el porcentaje de partículas que pasan a través del disco a un radio dado.

Para simplificar el problema Prandtl reemplaza la región cercana de los bordes de las láminas helicoidales por un sistema de platos infinitos

Figura.12²²

representados a la mitad por un plano intermedio.

$$\phi = -c\theta, \quad \psi = c\log r, \quad t = e^{\frac{F}{ic}}$$
$$z = \frac{a}{\pi} \log\left(\frac{1}{2}e^{\frac{F}{ic}} + \frac{1}{2}e^{-\frac{F}{ic}}\right) = \frac{a}{\pi} \log\left(\cos\frac{F}{ic}\right)$$
$$F = c\cos^{-1}e^{\frac{\pi z}{a}} = c\cos^{-1}\left(e^{\frac{\pi x}{a}}e^{\frac{i\pi y}{a}}\right)$$

y = na

²² Reissner Hans. Theory of propellers (Teoría de propelas). Brown Univetsity. 1942. pág.31.

$$F = \phi = c \cos^{-1} e^{\frac{\pi x}{a}}, \qquad x \le 0$$

El potencial ϕ tiene para y = na dos ecuaciones iguales y valores opuestos

$$\phi = \pm c \left| \cos^{-1} e^{\frac{x\pi}{a}} \right|$$

El potencial de la lámina hace un salto en función de

$$\Delta \phi = 2c \cos^{-1} e^{\frac{\pi x}{a}}$$
$$\Delta \phi = 2c \cos^{-1} \left(e^{-\frac{\pi (r_e - r)}{a}} \right)$$
$$\Delta \phi = 2c \cos^{-1} \left(e^{-\frac{l}{2} \left(1 - \frac{s}{se} \right) \sqrt{1 + s_e^2}} \right) = \Gamma_1$$

Colocando $c = \frac{1}{\pi}$ en orden de obtener $\Gamma = 1$ para $s = -\infty$



 $\Gamma = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(e^{-\frac{l}{2} \left(1 - \frac{s}{se} \right) \sqrt{1 + s_e^2}} \right)$

Figura 13²³

Prandtl sugiere usar esta función circular Γ_1 como un factor con el que multiplicamos la circulación obtenida por las teorías no satisface la condición de $\Gamma = 0$ a la pinta de pala.

²³ Reissner Hans. Theory of propellers (Teoría de propelas). Brown Univetsity. 1942. pág. 32.

De hecho el producto $\Gamma_0\Gamma_1$ con cualquier función Γ_0 de radio alcanza una función que tiene un decrecimiento agudo en la circulación $\Gamma_0\Gamma_1$ hacia la punta; este decrecimiento es más rápido cuando el número l de las palas es mayor y menor el ángulo de paso $(1 + s_e^2)^{-\frac{1}{2}} = \sin \alpha$

Una comparación numérica con la teoría exacta de Goldstein tiene que ver con un arreglo sorprendentemente bueno, especialmente para altos valores de s_e (para valores pequeños de a), mientras que para bajos valores de s_e la aproximación de la fórmula subestima al decrecimiento de la circulación cercana a la punta.

3.5- Ruido

3.5.1- Teoría Acústica

Dada la forma y movimiento de las propelas, es posible calcular el sonido que se produce si la subdividimos en muchos elementos más pequeños, cada acción tiene una fuente acústica. Cada fuente consiste en dos componentes, la fuerza y el volumen asociado con cada elemento. Cada fuente espiral continúa a lo largo de un curso helicoidal. El efecto de cada uno es calculado de manera independiente y la contribución de cada componente después es sumada a fin de encontrar el sonido irradiado por la propela entera.

La predicción del ruido de la hélice, las condiciones de operación, el curso de propagación del sonido, y el ambiente tienen un significativo efecto en la medición del nivel de ruido.

Los métodos teóricos para predicción de ruido en una propela han sido desarrollados desde 1936 con el trabajo de Gutin que publicó la descripción de la teoría básica de ruido de un disco de pala.

3.5.2- Ruido y Sonido

El sonido puede ser generado por múltiples mecanismos. El sonido emitido por vibraciones en la superficie es bastante conocido.

Otros mecanismos están relacionados con el ruido aerodinámico de las hélices.

El sonido es siempre asociado con fluctuaciones rápidas en reducida escala de la presión que cubren la presión normal atmosférica. Estas fluctuaciones son emitidas desde una fuente y viajan a través de un medio a la velocidad del sonido. El sonido puede ser reflejado, parcialmente absorbido, o atenuado antes de que lo perciba el oído humano donde esto produce una sensación de escuchar profundamente en la amplitud de las ondas de sonido.

El sonido puede pasar a ruido cuando este llega a los 120 dB, lo cual tiene serios efectos en la salud debido a que pueden generar sordera. Si el sonido es percibido como ruido o no depende en factores subjetivos como la sensibilidad del que escucha y la situación, pero también en la medida como nivel de duración.

3.5.3- Presión de Sonido

El sonido se caracteriza por pequeñas fluctuaciones que se propagan en el medio. Estas fluctuaciones se propagan como ondas de ruido. La presión percibida por el observador está en función del tiempo y se llama presión de sonido denominada como p(t).

La presión del sonido varía respecto al tiempo. Hay que aclarar que esta presión de sonido, puede estar caracterizada por una superposición de señales armónicas de diferentes frecuencias y amplitudes. Estas señales armónicas son patrones básicos de sonido y son llamados como tonos puros.

3.5.4- Amplitud A, Frecuencia f, Periodo T, Frecuencia Angular ω

La señal de presión de sonido p(t) de un tono puro esta especificado por su amplitud A y su frecuencia *f*.

$$p(t) = A \cdot \cos(2\pi f \cdot t) = A \cdot \cos\left(2\pi \cdot \frac{1}{T}\right) = A \cdot \cos\left(\omega \cdot t\right)$$

f nos dice el número de ciclos por segundo y esta medido en Hertz, Hz. La inversa de la frecuencia f es el periodo T, el cual nos dice la duración de un ciclo.

La cantidad de Hertz nos dicen si es un ruido de alta frecuencia o de baja frecuencia. La amplitud A esta medida en Pascales, Pa. La frecuencia angular ω está definida como 2π veces la frecuencia de *f*.

$$f = \frac{1}{T} \qquad \qquad \omega = 2\pi f = \frac{2\pi}{T}$$

El oído humano percibe tonos de frecuencia entre los rangos de 16 Hz a los 16 000 Hz. Los sonidos con una frecuencia menor a los 16 Hz son llamados infrasonido, y cuando son mayores de 16 000 Hz se les dice ultrasonido.

3.5.5- Niveles de Presión de Sonido

El sonido tiende a aumentar de manera logarítmica en función de la amplitud. La escala generalmente utilizada para caracterizar la presión del sonido está dada por la siguiente función.

$$L_P = 10 \cdot \log_{10} \left(\frac{\hat{p}^2}{\hat{p}_{ref}^2} \right)$$

Donde \hat{p} es la raíz cuadrada de la presión de sonido.

 $\hat{p}^2 = \lim_{T \to \infty} \left(\frac{1}{T} \int_0^T p^2(t) \, dt \right)$

y \hat{p}_{ref} tiene el valor de 2x10⁻⁵ Pa. \hat{p}_{ref} es la referencia estándar de la presión que se usa y corresponde al sonido más débil pero aun audible para el oído humano.

Los valores que nos da esta fórmula, está dada en decibeles, dB.

3.5.6- Intensidad *I*, Impedancia Z_0 , Potencia del Sonido *P*, Nivel de Potencia del Sonido L_P

Como las ondas electromagnéticas, las ondas de sonido transportan energía de una fuente de sonido a través de un medio. La intensidad del sonido **I** está definida como la energía transmitida por unidad de tiempo y unidad de área o la potencia por unidad de área. La intensidad se define como:

$$I = \frac{\hat{p}^2}{\rho_0 c_0}$$

Donde $\rho_0 c_0$ se le nombra como la impedancia acústica especifica Z_0

Donde c_0 es velocidad del sonido, la cual puede ser diferente en los medios distintos, tales como líquidos, sólidos y gases.

Y ρ_0 es la densidad del medio donde se propaga el sonido.

Utilizando los valores de Z_0 para el aire, el nivel de presión de sonido L_p puede ser también expresado como la relación de intensidad I con la intensidad de referencia I_{ref} .

$$L_P = 10 \cdot \log_{10}\left(\frac{\hat{p}^2}{\hat{p}_{ref}^2}\right) = 10 \cdot \log_{10}\left(\frac{I}{I_{ref}}\right)$$

Donde $I_{ref} = \hat{p}_{ref}^2 / \rho_0 c_0$ tiene el valor de 10⁻¹² W/m².

El nivel de presión de sonido y la intensidad son propiedades de una posición en el campo. La fuerza total de la fuente de sonido se caracteriza por la potencia de sonido emitido desde su fuente. En general, la potencia de sonido transmitido a través de una superficie *S* esta dado por la integral de la intensidad *I* sobre *S*.

$$P = \int_{S} I \, dS$$

Si la superficie *S* encubre la fuente de sonido, *P* es la potencia total de sonido emitido por la fuente. La definición del nivel de potencia de sonido L_W es:

$$L_W = 10 \cdot \log_{10} \left(\frac{P}{P_{ref}} \right)$$

Donde $P_{ref}=10^{-12}$ W es la referencia estándar de la potencia de sonido. El nivel de potencia de sonido es medido en decibeles, dB. El sonido que el oído puede

detectar puede ser tan débil como 1 picowatt (10⁻¹² W). Si alguna persona es expuesta a un Watt, entonces se puede producir una sordera temporal.

Es importante distinguir la diferencia entre nivel de presión del sonido L_P y nivel de potencia de sonido $L_{W.}$ L_P es una propiedad del sonido, que varía en base a la posición del observador, y puede ser medido con un simple micrófono en ese punto. L_W es una propiedad de la fuente de sonido, y da la potencia total acústica emitida por esa fuente.

3.5.7- Fuentes de Sonido y Ruido

El sonido se puede manifestar de diversas formas, y a su vez, clasificar en base a que se generó, dichas formas de clasificarlo, se basan en la forma de la onda y en la solución de las ecuaciones que caracterizan a este sonido.

Dichas formas de clasificarlo se nombran como Monopolo, Dipolo, Cuatripolo.

Estas clasificaciones de la forma de onda, nos dice de qué fenómeno físico proviene la onda que está causando cierto ruido, debido a sus características, se puede deducir de qué fuente proviene el ruido.

Monopolo

La radiación del sonido con un carácter de monopolo, ocurre cuando las fuentes generadoras de ruido, es materia que esta fluctuando, por ejemplo, el sonido de una sirena, también el sonido tipo monopolo es radiado por volúmenes que se mueven, tales como una hélice o un abanico.

Dipolo

El sonido de carácter dipolo, ocurre cuando las fuerzas se mueven, y estas son ejercidas en el fluido, por ejemplo, las superficies que se mueven, de nuevo en el caso de un abanico o de una hélice.

Cuatripolo

Este tipo de carácter de sonido, ocurre en todos los flujos turbulentos.
A continuación mostramos una tabla, resumiendo sus características y la forma en que se generan estas ondas.

	Monopolo	Dipolo	Cuatripolo
Forma de generación	Materia que está fluctuando.	Fuerzas inestables que interactúan con un fluido.	Cuando números de Reynolds no se mantienen constantes y fluctúan.
Fuerza			
Direccionalidad en que se manifiesta	Omnidireccional (Todos sentidos)	Dos direcciones	Cuatro Direcciones
Ejemplos de fuentes generadoras de estas ondas	Sirena, volumen en movimiento.	Movimientos Rotacional de un cuerpo, fuerzas no constantes, tales como las que se crean en hélices, abanicos y palas.	Flujos turbulentos

Tabla 1

3.5.8- Ruido en el perfil

Aun en el caso de estar perfectamente quieto y libre de turbulencia, una superficie de sustentación puede producir ruido en caso de inestabilidades en la capa límite, esto ocurre por la interacción de la superficie del perfil y la capa límite.

Esta teoría de ruido por vórtices fue hecha por Yudin en 1944 y fue basada en un análisis dimensional de los parámetros de flujo a través de palas rotatorias.

Usualmente las teorías de ruido están basadas en las siguientes idealizaciones:

-Las ondas de sonido son débiles y se propagan a la velocidad del sonido, que es proporcional a la raíz cuadrada de la temperatura absoluta del medioambiente del aire.

-Las ondas de sonido se propagan a través del aire y tienen una velocidad constante del sonido (sin viento ni turbulencia). Por lo tanto las velocidades inducidas en la propela no son consideradas -Las ecuaciones básicas de ondas pueden convertirse en lineales, teniendo así una solución independiente para cada fuente de sonido.

-La absorción del sonido, es proporcional a la distancia y depende de la temperatura, humedad y frecuencia del sonido.





3.5.9- Ruido en el extradós

Si una pala de rotor opera con un Reynolds menor de 10⁶ pero mayor que 10⁵, el flujo laminar esta en el extradós se desplaza hasta el borde de salida, debido a esto se genera ruido, ya que ocurre un proceso transición del flujo laminar al turbulento.

En caso que la capa laminar se extienda suficientemente en la mayor parte de la cuerda del perfil, puede generar inestabilidades en la capa límite. Estas inestabilidades dan como resultado una separación, una burbuja de separación, y ondas que se propagan a través de la cuerda. Incluso este ruido se puede amplificar si es que llega a interactuar con un campo acústico de sonido.

²⁴ Wagner; Bareiβ y Guidati. <u>Wind Turbine Noise</u> (Ruido en Turbinas Eólicas). European Commission. Springer. 1996. pág. 71.

3.5.10- Ruido en la punta de la hélice

La mayoría del ruido generado en una hélice, se emite a través de la punta. Sin embargo no es muy seguro si la punta emita sonido extra debido a la generación de vórtices en esa región.

En la punta, la diferencia de presiones del intradós y el extradós de la pala de la hélice, hace que se generen vórtices en la punta. Brooks y Marcolini, sugieren que este tipo de vórtice generado en la punta, interactúa con el borde de salida. Howe afirma que el ruido es generado debido al cruce del flujo con los lados de la punta de la pala. El ruido generado por los vórtices en la punta, es del tipo de banda ancha. También se tiene en cuenta que el ruido generado en la punta de la hélice, tiene mucho que ver con el núcleo del vórtice, la fuerza del vórtice, el ángulo de ataque, el número de Reynolds y la distribución de la carga en la pala, pero aun se desconoce cómo influyen estos factores en la generación del ruido en la punta de pala.

Las ideas principales acerca de cómo reducir el ruido en la punta, está basado principalmente en usar una forma de punta de pala, que reduzca la interacción de los vórtices de punta, con las orillas de la punta.

3.5.11- Ruido generado a causa de la separación de flujo estancado

Cuando el ángulo de ataque se aumenta en una hélice, condiciones de estancamiento suceden en algún punto, creando que el flujo en un perfil sea inestable. Científicos como Fink and Bailey²⁵ encontraron un incremento de más de 10 dB para este fenómeno. Paterson y demás, encontraron que el flujo que se separa causa cierto tipo de ondas que se manifiestan a través del borde de salida. El ruido causado por flujo estancado es de banda ancha y es el único que se puede eliminar a través de una modificación de los ángulos de ataque.

²⁵ Wagner; Bareiβ y Guidati. <u>Wind Turbine Noise</u> (Ruido en Turbinas Eólicas). European Commission. Springer. 1996. pág. 87

3.5.12- Ruido en el borde de salida



Existe un tipo de ruido generado por el diseño del borde de salida. Este ruido es dependiente del grosor y de la forma del borde de salida, además del número de Reynolds. Esto funciona debido a que vórtices interactúan con la estela y producen fluctuaciones de alta presión cerca del borde de salida. Existe una relación $t^*/_{\delta^*}$ en el cual t^* hace referencia a el grosor del borde de δ^* al salida, V arosor de desplazamiento. Según estudios²⁶ si esta relación se incrementa, el valor

Figura.15²⁷ del ancho de banda del ruido generado decrementará. En cambio, si esta relación aumenta, entonces se generan fuerzas fluctuantes muy altas que resultan en una creación de ruido

generan fuerzas fluctuantes muy altas que resultan en una creación de ruido muy intenso.

En la figura 15, mostramos los diferentes diseños de borde de salida, que en base a ellos, se puede disminuir la amplitud del ruido que se genera, ya que estos son dependientes de la relación $t^*/_{\delta^*}$

^{26 Y 29} Wagner; Bareiβ y Guidati. <u>Wind Turbine Noise</u> (Ruido en Turbinas Eólicas). European Commission. Springer. 1996. pág. 88.

Indicación	Mecanismo	Características/Importancia
Ruido en borde de salida	Interacción de la turbulencia en la capa límite con el borde de salida	Banda ancha, principal fuente de ruido de alta frecuencia 750Hz < f < 2kHz
Ruido en punta	Interacción de la turbulencia en la punta con la superficie de la punta de pala	Banda ancha, aún no se explica
Ruido generado por la separación de flujo estancado	Interacción de la turbulencia "en exceso" con la superficie de la pala	Banda ancha
Ruido en capa límite (laminar)	Inestabilidad no lineal de la capa límite con la superficie de la pala	Ruido, puede ser evitada
Ruido generado por la forma del borde de salida	Vórtice en el borde de salida	Ruido, puede ser evitada

Tabla de Resumen de Tipos de ruido



Referencias.

- 2.1- Von Mises Richard, "Theory of Flight", First Edition, Mc Graw-Hill, New York.
- 2.2- E. Buckingham, "Model experiments and the form of empirical equations", Trans. ASME, vol. 37.
- 2.3- Seddon, J. Basic Helicopter Aerodynamics (Aerodinámica Básica de Helicópteros). British Library. 1990.
- 2.4- Rodríguez Román, Carlos M. Análisis de los "Modelos Combinados" en la Teoría y el Diseño de Hélices. México. 2005.
- 2.5- Stinton Darrol. The design of the airplane (El diseño de la aeronave). Oxford.
- 2.6- Houghton; Carpenter. Aerodynamics for engineering students (Aerodinámica para estudiantes de ingeniería). The university of Warwick. 2003.
- 3.1- Seddon, J. Basic Helicopter Aerodynamics (Aerodinámica Básica de Helicópteros). British Library. 1990.
- 3.2- Burton, Tony (et al). Wind energy handbook (Manual de Energía Eólica). England. John Wiley & Sons, Ltd. Copyright 2001.
- 3.3- Reissner Hans. Theory of propellers (Teoría de propelas). Brown University. 1942.
- 3.4- Wagner; Bareiβ y Guidati. <u>Wind Turbine Noise</u> (Ruido en Turbinas Eólicas). European Commission. Springer. 1996.
- 3.5- Marte, Jack E.; Kurtz Donald W. A Review of Aerodynamic Noise Form Propellers Rotors, and Lift Fans. Pasadena, California. California Institute of Technology. 1970.
- 3.6- Barry, Frank W.; Magliozzi Bernard; Standard, Hamilton. Noise Dectectability Prediction Method for Low Tip Speed Propellers. Ohio. National Technical Information Service. 1971.

CAPITULO 4 "HÉLICE APC 11 X 06"

En este capítulo procedemos a dar a conocer las diferentes puntas de pala con las cuales alguna vez se ha investigado su relación con el ruido, después de eso procederemos dar a conocer las puntas seleccionadas, mostrando la razón porque se decidió seleccionar esa punta, continuando con los detalles del modelado de la pala, y finalmente se muestran las consideraciones que se tomaron en cuenta para el mallado de las hélices.

4.1- Definición de las diferentes puntas de pala

• Original-tip

Analizamos nuestra punta de control tomando en cuenta que la pala sin considerar el núcleo mide alrededor de 125 mm, y tomando una consideración de que la punta es el 20 por ciento de la pala para poder comenzar a modificar en las diferentes consideraciones, tenemos que a los 99 mm realizamos un cambio gradual en la punta para su investigación posterior.

• Swept-tip

Esta es una configuración muy común con los extremos dirigidos hacia atrás en vez de formar un ángulo recto. Esta configuración disminuye la resistencia al avance. Esta configuración en palas fue implementada por primera vez en Alemania después de la segunda guerra mundial en los años 30. Más tarde en 1970 NASA realiza investigaciones acerca de esto usando flechado aerodinámico invertido. Lo cual resulto en una mejora importante en la eficiencia y reducción de ruido el cual fue alcanzado a altas velocidades entre 0.7 y 0.8 de Mach.²⁸

²⁸ Investigation of Sweep Configuration Effects on Propeller Performance, Abstract submitted to the 42nd AIAA Aerospace Science Meeting, Shohei Nomura, Craig Paxton, et.al.

• Ogee-tip

Este tipo de punta es una variación de la Ogee-tip original, la cual ha sido utilizada en proyectos de Universidades de la Unión Europea, Proyecto DEWI, Proyecto DELTA, Proyecto ICA, en la cual varias puntas distintas fueron probadas experimentalmente, con el fin de obtener un estudio de su acústica.

• Q-tip

La idea original surge de la propela Hartzell usado en el Piper PA-42 Cheyenne el cual se caracteriza por su configuración única en la punta denominada "Qtip", esta emula el winglet de la punta de una semi-ala en una aeronave reduciendo los vórtices generados en la punta de la pala.

• Shark-fin tip

Este tipo de punta es realizada en el proyecto ICA, el cual fue considerada como una buena punta silenciosa comparándola con la punta tipo elíptica, el diseño de la forma de la punta tipo Ogee y la de Shark fue basado en un concepto de alcanzar un grado de turbulencia mucho menor en la región de la punta y reduciendo la interacción de la turbulencia con el borde de salida.

• Square Tip

El diseño de esta punta es uno de los más típicos que existe en la industria aeronáutica, debido a su facilidad de diseño y facilidad en fabricar.

• Crescent Tip

Este diseño es considerado como un estándar, ya que este es otro diseño muy popular en las puntas de hélices, esta punta su diseño es una media luna, la cual es muy parecida al diseño de la punta original de nuestra hélice que vamos a analizar.

4.2- Propuestas de diferentes puntas en la hélice APC 11 X 06

• Original

El diseño de esta punta se considera uno de los principales a experimentar ya que en base a este, se realizaron las comparaciones con las demás puntas propuestas.

• Swept Tip

Su diseño fue propuesto debido a las experimentaciones previas e investigaciones anteriores que se han realizado, como se especificó en el apartado anterior. Este diseño ha sido utilizado eficientemente y reducido el ruido a velocidades de 0.7 y 0.8 Mach, sin embargo no conocemos su comportamiento a velocidades menores debido a eso se considero para analizar con CFD.

• Ogee Tip

La punta tipo Ogee, fue utilizada en experimentos por parte de la Universidad de Oldenburg en Alemania, para disminución en el ruido en el funcionamiento de aerogeneradores, modificando el diseño de las puntas, esta configuración obtuvo resultados positivos en cuanto a la disminución del ruido, con una velocidad en el túnel de viento de 10 m/s, por lo tanto, es por eso que la punta al ser un diseño más complejo se propuso para nuestra investigación.

• *Q* Tip

La Q-tip se propuso debido a que este diseño ha sido utilizado mucho en el diseño de alas de aeronaves, con el fin de disminuir la turbulencia que se genera en las puntas. Sabemos que la turbulencia está asociada con la generación de ruido, sin embargo, no hay suficiente información para concluir algo especifico; es por eso que la experimentación de la pala con punta Q-tip la consideramos importante, nos dará información de que sucede cuando sometemos una hélice con una punta Q-tip y que efectos aeroacústicos habrá.

4.3- Modelado de las puntas de pala propuestas

• Pala Original

Se modeló a partir de una nube de puntos originada por el escaneo de la hélice.



Figura 16

Posteriormente se introduce una serie de splines para darle la forma adecuada a la pala y evitar todos los posibles errores del escaneo, en un programa de CAD se modela y se modifica la punta que es como ya mencionamos anteriormente a partir del 80% de la longitud de la pala:



Figura 17

• Swept Tip

La Swept Tip es fácil de generar, simplemente diseñando un proceso de extrusión del perfil a partir del 80% de la pala hasta obtener la longitud de la pala original. Como se muestra en la figura 18.



Figura 18

El modelo en Cad de la pala, queda terminada como en la figura 19.



Figura 19

• Ogee Tip

La Ogee Tip, en su diseño se propuso obtener la forma de la silueta que la caracteriza.



Figura 20

El diseño final de esta punta se muestra en la figura 21.



Figura 21

• Q Tip

El diseño de la pala Q-Tip, es el que se realizó basándose en la forma de winglet tradicionales, donde se doblaba simplemente la punta del ala para alejar el vórtice.





Su diseño en Cad se puede apreciar a continuación:



Figura 23

4.4- Mallado de la hélice

Al obtener nuestra geometría, la cual consiste en solo la mitad de la hélice a analizar, debido a que, posteriormente se revolucionó en un pos procesador el cual desarrollo una solución parcial de las ecuaciones sobre la pala.

Se debe calcular el tamaño más pequeño de la malla, tomando en cuenta que el análisis es a nivel del mar:

Temp	Т	Viscosidad	υ
0	°C	0.0000133	m^2/s
15	°C	0.000014575	m^2/s
20	°C	0.000015	m^2/s

Table A.2 Viscosity and Density of Air at 1 atm

<i>T</i> , °C	ho, kg/m ³	μ , N · s/m ²	ν , m ² /s	<i>T</i> , °F	ρ , slug/ft ³	μ , lb \cdot s/ft ²	ν, ft ² /s
-40	1.52	1.51 E-5	0.99 E-5	-40	2.94 E-3	3.16 E-7	1.07 E-4
0	1.29	1.71 E-5	1.33 E-5	32	2.51 E-3	3.58 E-7	1.43 E-4
20	1.20	1.80 E-5	1.50 E-5	68	2.34 E-3	3.76 E-7	1.61 E-4
50	1.09	1.95 E-5	1.79 E-5	122	2.12 E-3	4.08 E-7	1.93 E-4
100	0.946	2.17 E-5	2.30 E-5	212	1.84 E-3	4.54 E-7	2.47 E-4
150	0.835	2.38 E-5	2.85 E-5	302	1.62 E-3	4.97 E-7	3.07 E-4
200	0.746	2.57 E-5	3.45 E-5	392	1.45 E-3	5.37 E-7	3.71 E-4
250	0.675	2.75 E-5	4.08 E-5	482	1.31 E-3	5.75 E-7	4.39 E-4
300	0.616	2.93 E-5	4.75 E-5	572	1.20 E-3	6.11 E-7	5.12 E-4
400	0.525	3.25 E-5	6.20 E-5	752	1.02 E-3	6.79 E-7	6.67 E-4
500	0.457	3.55 E-5	7.77 E-5	932	0.89 E-3	7.41 E-7	8.37 E-4

Fluid mechanics, Frank M. White, University of Rhode Island, Fourth Edition, McGraw-Hill

A través de las siguientes fórmulas obtuvimos el elementos más pequeño de malla a considerar en el programa de CFD que utilizamos.

$$\begin{aligned} Re &= \frac{LV}{\upsilon} & \Delta y = \frac{y^+ \upsilon}{V^*} \\ C_t &= \frac{0.079}{Re^{\frac{1}{4}}} & L = 0.02295798 \, m \\ V &= 191.126952 \frac{m}{s} \\ \tau &= \frac{1}{2} \rho V^2 C_t & \rho &= 1.225 \frac{kg}{ms^3} \\ y^+ &= 50 \end{aligned}$$

Y entonces definiendo ΔV como la longitud del elemento de malla más pequeño a usar es de:

$$\Delta V = 9.2852 * 10^{-05} m$$

Y las condiciones a las que se sometió la hélice en la simulación CFD fueron de una velocidad relativa del aire a 15 m/s, y una densidad de 1.225 kg/ms³.

Utilizamos el valor de 50 para y^+ , debido a que esta es una constante a utilizar cuando se realiza un análisis con velocidades subsónicas. Lo cual se demuestra en la tabla 3.

	rpm	rps	Velocidad tangencial	Numero MACH
Caso0	11000	183.333333	159.8780587	0.46998896
Caso1	11500	191.666667	167.1452432	0.49135209
Caso2	12000	200	174.4124277	0.51271523
Caso3	12500	208.333333	181.6796122	0.53407836
Caso4	13000	216.666667	188.9467966	0.5554415
Caso5	13500	225	196.2139811	0.57680463
Caso6	14000	233.333333	203.4811656	0.59816777
Caso7	14500	241.666667	210.7483501	0.6195309
Caso8	15000	250	218.0155346	0.64089404
Caso9	15500	258.333333	225.2827191	0.66225717

Tabla 3. rpm contra el número de Mach

Posteriormente se procede a realizar un crecimiento gradual de la malla con el fin de que se logre analizar los efectos cerca del cuerpo provocados en su gran parte por la capa límite, en la figura 24 se muestra el crecimiento gradual desde el borde de ataque y de salida hacia el extradós e intradós.

El volumen de control se decide tomar una forma semiesférica, debido a que, esta figura geométrica respeta 2 necesidades vitales para nuestro análisis. Las cuáles son las siguientes:

- Figura de revolución.
- > El efecto de las ondas en un fluido.





La primera de estas necesidades al igual como se enuncia está pensada en que va a ser girada sobre el eje de giro de nuestro objeto el cual debe de girar en el mismo sentido y a la misma velocidad.

La segunda nos hace mención, acerca del efecto de expansión que tiene el sonido en aire, del mismo modo que una roca provoca ondas al ser arrojada en un estanque de agua existe un efecto similar en el aire al inducir el movimiento de un objeto a través de él.

Tomando en cuenta esto el volumen de control lo propusimos a una dimensión aproximada de 5 veces de radio la longitud de la mitad de la hélice a analizar, ya que, las ondas sonoras se expanden disminuyendo la intensidad de su onda.

finalizar Al el mallado correspondiente de cada una de las palas propuestas, se importa la malla a un software de CFD el cual simula las condiciones que se requieren para analizar el efecto ocurrido en las puntas de pala.



Figura 25

CAPITULO 5

"ANALISIS DE RESULTADOS"

En este capítulo nos dedicamos a analizar la información obtenida y establecer nuestras conclusiones en cuanto los resultados obtenidos, además de compararla con la información teórica que hemos manejado en los capítulos anteriores.

Existen muchos modelos de turbulencia que son utilizados para simular la dinámica de los fluidos, y muchos de ellos se diseñan basándose en disminuir los requerimientos mínimos computacionales, en este caso, la simulación realizada por nosotros se utilizó el modelo de turbulencia que pudiéramos ejecutar con los recursos tecnológicos con los que contamos, para esto se seleccionó un modelo de turbulencia llamado RANS²⁹, específicamente el modelo K- Ω^{30} , los cuales pueden ser resueltos sin necesidad de una supercomputadora o tecnología de mas difícil acceso.

A continuación mostramos algunas consideraciones que se realizaron antes y después al llevar a cabo la simulación.

Modulo Acústico "Broadband Noise Source"

El ruido generado por la aerodinámica puede ser simulado a través de ecuaciones, en este caso en el análisis por medio de CFD, utilizamos un modelo llamado Broadband Noise Source (BNS).

La turbulencia es la causa primaria del ruido de naturaleza aeroacústica, este modelo acústico, estima el ruido en diferentes puntos del campo de flujo a través de las magnitudes encontradas por el modelo de K- Ω que se estableció.

En otras palabras este modelo acústico, es completamente compatible con el modelo de turbulencia que se aplicó.

²⁹ RANS.- Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equations. (Ecuaciones de Navier Strokes con Reynolds Promedio)

³⁰ Modelo matemático de turbulencia "K-Omega" utilizado para el análisis computacional de fluidos.

La ventaja de este modelo es que requiere una cantidad muy pequeña de recursos computacionales, comparado con otros modelos de ruido, tales como el FW-H³¹.

Resumiendo, este modelo matemático nos ofrece las siguientes ventajas:

- Esta ecuación puede ser utilizada para determinar el ruido más prominente en las regiones de flujo consideradas
- Nos ofrece la posibilidad de determinar de manera flexible los rangos de ruido de diferentes variaciones de un diseño utilizando recursos computacionales modestos, en este caso los diseños fueron las diferentes palas con las cuales realizamos el experimento.

Como hemos estudiado y presentado hasta este momento la teoría de los capítulos anteriores, el ruido puede ser de tipo monopolo, dipolo o cuatripolo. Hay que nombrar, que en nuestro caso el tipo de ondas de sonido esperadas a obtener en nuestra simulación deben de ser dipolo, ya que la fuente generadora de ruido es una hélice, y como mencionamos anteriormente estos tipos de objetos generan sonido de naturaleza dipolo.

El modelo de Broadband Noise Source proporciona una solución para los diferentes tipos de ruido, he de ahí la cual se escogió como el modelo acústico más adecuado a nuestras necesidades para simular el ruido de la hélice.

Revoluciones por Minuto (RPM)

En la experimentación, se procedió a realizar un total de 10 simulaciones diferentes por pala, o sea un total de 40 simulaciones, la pala original y las otras 3 modificadas. Se realizó 10 simulaciones por pala a causa de que se varió el valor de revoluciones por minuto a la cual se simuló cada pala, estas rpms van de un rango de 11,000 rpm a 15,500 rpm con 500 rpms de diferencia entre cada intervalo.

³¹ Ecuaciones de Ffowcs Williams-Hawkings .

Para poder mostrar la información obtenida, y simplificar el número de gráficas así como su comprensión, se procedió a adimensionalizar los valores de los intervalos de rpms, a través de el factor de avance, ya que preferimos mostrar las gráficas de ruido en función del factor de avance que de las rpms, debido a que el factor de avance permite una agrupación de variables en un solo coeficiente, lo que simplifica la representación de variables.

Coeficiente de Tracción

A su vez en el desarrollo de la simulación, el software manejado, nos permite obtener el coeficiente de tracción de la hélice siendo experimentada, por lo que se obtuvo el coeficiente de tracción pertinente a cada hélice, con los diferentes valores de factor de avance.

Esta información la consideramos útil, ya que nos permitirá deducir conclusiones acerca del diseño diferente de cada pala y como se relaciona con el ruido que esta generó.

Potencia de Sonido

La potencia de sonido, es la magnitud por la que se cuantifica el ruido, en este caso los decibeles (dB).

Mostramos las gráfica del Factor de Avance vs. La potencia de sonido (dB), el cual se obtuvo respecto a la simulación, este nos expresa los resultados de ruido obtenidos por cada pala diferente, variando sus rpm's, las cuales están implícitas en el factor de avance.

Los datos de con los cuales se realizó cada una de estas gráficas, se encuentran en el anexo que incluimos al final del documento.

Simulación por CFD

Los resultados obtenidos a través de la simulación se obtuvieron a través de una interfaz grafica, en los cuales se podían obtener los siguientes datos, tales como:

- Magnitud de intensidad de ruido (dB)
- Magnitud de velocidad

- Energía de turbulencia cinética
- Presión Total, Estática y/o Dinámica.

A continuación mostramos un ejemplo de la representación gráfica manejada por la aplicación CFD.



Figura 26

Aquí se puede observar la pala de hélice en el centro, siendo evaluada dentro del volumen de control, y otorgándonos valores y magnitudes por medio de una representación de colores, esto nos ayuda para detectar la naturaleza del ruido que estamos manejando en este experimento, en este caso un ruido tipo dipolo, nótese las franjas de colores en el volumen de control el cual son perpendiculares al eje de rotación de la pala, característica particular del ruido tipo dipolo.



De manera más detallada mostramos la imagen con un acercamiento.

Aquí podemos ver un ejemplo de la representación visual de los resultados que el software arrojó.

5.1- Relación de los resultados y la geometría de las puntas

En esta sección se procede a conocer los resultados obtenidos de la simulación, con un rango de rpm's de 11000 a 15500, las cuales como mencionamos anteriormente, están implícitas en el factor de avance. A continuación mostramos una tabla que da los diferentes valores de factor de avance para los distintos intervalos de las rpm's.

	J	V (m/s)	n (rps)	D (m)	(rpm)
Caso 0	0.29474895	15	183.3333333	0.277586	11000
Caso 1	0.28193378	15	191.6666667	0.277586	11500
Caso 2	0.27018654	15	200	0.277586	12000
Caso 3	0.25937908	15	208.3333333	0.277586	12500
Caso 4	0.24940296	15	216.6666667	0.277586	13000
Caso 5	0.24016581	15	225	0.277586	13500
Caso 6	0.23158846	15	233.3333333	0.277586	14000
Caso 7	0.22360265	15	241.6666667	0.277586	14500
Caso 8	0.21614923	15	250	0.277586	15000
Caso 9	0.20917667	15	258.3333333	0.277586	15500

Tabla 4. Factor de avance contra rpm

• Coeficiente de Tracción.

A continuación mostramos una tabla, en la cual damos a conocer los diferentes coeficientes de tracción obtenidos durante la simulación, para cada pala distinta, y con sus respectivos factores de avance distintos.

						. ,
	ст		pala_01	pala_02	pala_03	pala_04
		, 1	Original-tip	Swept-tip	Ogee-tip	Q-tip
	Caso 0	0.29474895	0.09287795	0.11106983	0.08474259	0.06854772
Г	Caso 1	0.28193378	0.09691709	0.11652135	0.08986021	0.06005951
NC	Caso 2	0.27018654	0.09948083	0.12037213	0.09257693	0.06800574
AVA	Caso 3	0.25937908	0.09103752	0.12580497	0.09409926	0.06839568
Ы	Caso 4	0.24940296	0.09530273	0.12797336	0.10025028	0.07506841
RI	Caso 5	0.24016581	0.10883358	0.12708057	0.10080901	0.07759223
CTC	Caso 6	0.23158846	0.11069575	0.12789577	0.10414793	0.08723285
FA	Caso 7	0.22360265	0.10357819	0.13191489	0.10586184	0.08956735
	Caso 8	0.21614923	0.10561719	0.13389493	0.10676647	0.09097606
	Caso 9	0.20917667	0.10749705	0.13598524	0.11115367	0.09429511

COEFICIENTE DE TRACCION (CT)

Tabla 5. Coeficiente de tracción contra Factor de avance

Con la información anterior, procedimos a realizar una comparación de cada uno de los coeficientes de tracción de las palas experimentadas, respecto a la pala original, esto con el fin de ayudarnos a obtener conclusiones de las modificaciones que se le realizaron a cada pala.

En la tabla 6 se muestran los incrementos o decrementos en porcentaje, de los distintos coeficientes de tracción respecto a la pala original.

			S/Original	O/Original	Q/Oringinal
	Caso 0	0.29474895	1.19586809	0.91240556	0.73804094
<u>٦</u>	Caso 1	0.28193378	1.20227792	0.92718395	0.6196996
Ю	Caso 2	0.27018654	1.21000249	0.92800469	0.68360627
AN(Caso 3	0.25937908	1.38190169	1.03362885	0.75129134
¥	Caso 4	0.24940296	1.34280811	1.05191017	0.78768387
В	Caso 5	0.24016581	1.16765896	0.92626431	0.71294351
OR	Caso 6	0.23158846	1.15538037	0.94084507	0.78804066
ACT	Caso 7	0.22360265	1.27357728	1.02204507	0.86473142
Ξ.	Caso 8	0.21614923	1.26773749	1.01087907	0.86137545
	Caso 9	0.20917667	1.26501303	1.03401233	0.87718748
		PROMEDIO	1.24622254	0.97871791	0.76846005

RELACION (CT ORIGINAL / CT PALA X)

Tabla 6. Relación de CT Original respecto a CT de Pala X

Para facilitar la comprensión de la información obtenida de los coeficientes de tracción contra el factor de avance, mostramos en la gráfica 1 la relación del Coeficiente de Tracción contra el Factor de Avance para cada pala distinta.





Antes de comenzar con el análisis de las gráficas de ruido, mostramos la gráfica 1, la cual compara el coeficiente de tracción contra el factor de avance (CT vs. J), cada línea coloreada representa una pala distinta, en esta se puede observar el cambio de CT de cada una de las diferentes configuraciones de punta de pala. Se puede ver que en la gráfica existe un impacto importante al intentar reducir el ruido, el coeficiente de tracción aumenta considerablemente en el caso para la Swept-Tip, y en la Ogee-Tip se mantiene cercano al valor del CT de la Pala Original, en cuanto a la Q-Tip hubo una disminución considerable en su CT respecto a las demás.

En base a esta gráfica, podemos concluir que no podemos reducir el ruido sin modificar el Coeficiente de Tracción, al menos para las tres palas distintas con las cuales se realizó la experimentación.

Gráficas de Ruido

Las gráficas de ruido, estan realizadas de la siguiente forma, en el eje X se colocaron los decibeles (dB), y en el eje Y el Factor de Avance (J). Cada línea coloreada, representa un porcentaje de la pala, como mencionamos anteriormente, la punta de la hélice abarca del 80 al 100 % de la cuerda de la hélice. en este caso, solo se tomó el 80, 90 y 100% de la raiz a la punta, estos puntos representan la punta, en la cual se midio la potencia de sonido (dB) que generaba cada punto.

Como ejemplo, interpretemos el punto 1 en la gráfica de la punta original. (Grafica 2, Original-Tip).





Cada linea coloreada representa el 80, 90 o 100 % de la pala. En este caso el punto 1 nos dice que se obtuvieron, 140 dB al 100 % de la pala (en la punta de la hélice), con un factor de avance de 0.28193378, observando en la tabla de factor de avance (tabla 1), este valor hace referencia 11500 rpm. Hay que tener en cuenta que el factor de avance es proporcional a las rpm's.

Una vez explicada la forma de las gráficas, procedemos analizar los resultados de cada pala.





En esta gráfica se demuestra que no existe una diferencia en el ruido provocado por la punta de pala de la Hélice APC 11 x 06 en las estaciones localizadas en el 80 % y el 90 %, sin embargo, en estas estaciones el ruido generado es mayor que en la punta de la pala, esto es debido a que la forma de las estaciones del 80% y 90% presentan una mayor presión debido a la forma del borde de ataque. Es obvio observar como el ruido aumenta conforme se incrementa el factor de avance, y las rpm's. Esta gráfica será utilizada posteriormente como referencia para comparar nuestras palas propuestas con la pala original.

Swept-tip



Esta gráfica presenta un comportamiento parecido al de la gráfica anterior, en la cual los valores obtenidos al 80% y 90%, son muy cercanos. Esta configuración tan peculiar es usualmente utilizada en helicópteros para reducir el ruido, sin embargo tal parece que hay un incremento sustancial en los dB respecto a la hélice original, esto puede ser por las condiciones a las que se sometió esta hélice, especialmente por las rpm's ya que estas son mucho mayores en una hélice de aeromodelismo. Sin embargo, esta pala no solo mostró un incremento en el ruido, sino también un incremento en el coeficiente de tracción, como se observó en la gráfica 1. Esta configuración no es óptima para disminuir el ruido, al menos para los factores de avance que van de un rango de 0.294748 a 0.209176.



El diseño de la Q-Tip, fue la única que mostró niveles de ruido distintos para cada estación diferente. Con esto se puede deducir, que su eficiencia en la disminución de ruido es mayor, a lo largo de toda la punta. Este diseño, es parecido al de un winglet, tal parece que n este caso el 80% fue la zona que más ruido produjo como era de esperarse. Lo más interesante es que la Q-Tip, mostró niveles de ruido más bajos que la Pala Original.



Grafica 6

El diseño de la Ogee-Tip, mostró un decremento mínimo en el ruido a comparación de la pala original, y se obtuvo el mismo efecto que algunas palas anteriores, en el que la estación al 80% generaba la misma cantidad de ruido que la estación al 90%.

Sin embargo este diseño fue el único que mostró una curva con un incremento lineal en la generación de ruido a lo largo del factor de avance, y no tan arbitrario como las otras palas, especialmente la Swept-Tip.

62

5.2 Comparación del ruido entre una geometría y otra.

En esta sección, mostramos gráficas en las cuales se pueden observar simultáneamente los valores distintos de la potencia de sonido (dB), para cada pala distinta, realizando una gráfica para cada estación distinta, en este caso para el 80%, 90 % y 100 % de la pala.

Las gráficas y sus análisis se muestran a continuación.

En la última sección mostramos una conclusión de la información obtenida en el experimento.



Esta gráfica representa el 80% de la pala, obsérvese que la hélice que más ruido produjo en esta estación es fue la Swept-Tip, seguida de la Original-Tip. La Ogee-Tip y la Q-Tip, fueron las únicas que mostraron una disminución en el ruido en esta zona. Es interesante ver, que la Q-Tip al mostrar una geometría en forma de Winglet, disminuyó considerablemente el ruido, concluimos que esto se debe a que esta geometría disminuye la intensidad de los vórtices en las puntas, y en consecuencia su interacción con el borde de salida, lo que hace que el ruido disminuya. Sin embargo, el coeficiente de tracción en esta pala disminuyó en un 25% respecto a la original³², como lo mencionamos anteriormente, tal parece que no se puede disminuir el ruido sin afectar el CT. En cuanto a la Ogee-Tip su disminución del ruido en esta estación fue mínima, y el CT solo disminuyó un 3%.

³² Vease el valor promedio de la relación del CT de la pala Original respecto a CT de la Pala Q-Tip

90% de la pala



Esta gráfica es interesante, debido a que nuevamente vemos como la Q-Tip, vuelve a realizar una disminución en el ruido en una estación al 90%, incluso es mayor esta disminución que en la estación al 80%, esto no hace más que corroborar que este diseño es óptimo para disminuir el ruido, a su vez la Ogee-Tip siguió mostrando una ligera disminución en el ruido, tal y como sucedió en la estación al 80%. En cuanto a la pala Original, y la Swept-Tip, se observó que se mantuvieron en el mismo rango que en la gráfica 7.

100% de la pala



Por último, esta gráfica contiene los dB obtenidos al 100% de la pala, tal y como se ve, en esta última se observa como el ruido que genera cada hélice, es de diferente magnitud para cada pala distinta. Lo interesante aquí, es que la Ogee-tip, que generaba menos ruido que la pala original en las estaciones al 80% y 90 % de la pala, ha aumentado superando a la pala Original, la cual anteriormente se mantenía debajo de esta. La única que podemos observar que ha mantenido un decremento constante en el ruido, es la Q-Tip, en las estaciones 80, 90 y 100%. También hay que prestar atención a la Swept-Tip, la cual aumentó considerablemente el ruido respecto a las demás palas, confirmando nuevamente que esa hélice no es óptima para disminuir el ruido.

66

Finalmente respecto a la obtención de datos y las conclusiones de cada una de las palas y sus gráficas, observamos que la Q-Tip fue la única pala que muestra un resultado que disminuye el ruido de una forma más considerable, pero como observamos teníamos una desventaja, el coeficiente de tracción disminuía hasta un 75%³³, esto nos lleva a un dilema, ¿Vale la pena disminuir el ruido y perder eficiencia en el coeficiente de tracción? La respuesta a tal pregunta es relativa respecto la necesidad que se tenga, pero en cuanto a nuestro experimento, es la siguiente:

La cantidad perdida de coeficiente de tracción en la Q-Tip no es una desventaja, la explicación a esta afirmación se puede demostrar fácilmente con la siguiente gráfica, en la cual mostramos los CT de la Q-Tip y la Original-Tip.



Gráfica 10

En esta gráfica vemos como el CT de la Original-Tip y la Q-tip ambas tienen un incremento casi lineal y son casi paralelas; mencionamos que la pérdida del CT en la Q-Tip no es una desventaja, esto es porque esta pérdida puede ser compensada aumentando el número de rpm's de la Q-Tip, al grado que se

³³ Vease la pagina 47 de este documento

puedan igualar el CT de la Original-Tip, y aun así mantener una disminución en el poder acústico en la Q-Tip, como ejemplo supongamos lo siguiente:

Vemos que las rpm's con un factor de avance de 0.2494 es de 13000 según la tabla 1; y si necesitamos operar la hélice original con ciertas características que nos dan un factor de avance de 0.2494, al ver la grafica 10, este factor de avance nos otorga un CT en la "Original-Tip" de 0.09530, esto lo representamos como el punto 1.

La Q-Tip puede alcanzar este CT de 0.09530, pero utilizando un factor de avance de 0.2091, en la grafica 10 lo representamos como el punto 2, el cual se obtiene con 15500 rpm's, y otorgándonos el mismo CT que la "Original-Tip".

Los dB (potencia acústica) que la Q-Tip y la Original-Tip nos da en las distintas estaciones a 15500 rpm's y 13000 rpm's respectivamente, se muestran en la siguiente tabla:

	Original-Tip	Q-Tip
80%	162 dB	160 dB
90%	162 dB	156 dB
100%	148 dB	136 dB

Tal	bla	7
		-

Como podemos observar la Q-Tip mantiene niveles menores en ruido que la Original-Tip, en otras palabras, la Q-Tip puede darnos el mismo CT que la Original-Tip, y emitiendo menos ruido que la pala original. Solamente hay un inconveniente, el cual es que la Q-Tip necesitara mas rpm's para igualar el CT de la Original-Tip. En este caso, el incremento de las rpm's fue de 13000 a 15500 rpm's, lo que es un incremento del 16%; este incremento se verá manifestado en la energía necesaria para obtener esa velocidad angular y hacer girar el motor un 16% mas, ya que en un motor alternativo, rotativo y eléctrico, a mayor rpm's mas energía es necesaria.

Dado este ejemplo, podemos afirmar que la Q-Tip es una buena solución para disminuir el ruido en la Hélice "APC 11x06". Ya que solo es necesario un

incremento de 16% en las rpm's y así igualar el CT de la Original-Tip, y emitiendo menos ruido.

Además observando que las líneas de CT vs. J de la gráfica 10 tienen un comportamiento casi lineal y que incrementan de manera positiva, y las gráficas de dB vs J de de ambas palas también se pueden linearizar sin perder tanta precisión, podemos concluir que la Q-Tip puede igualar un amplio rango de los Coeficientes de Tracción que ofrece la Original-Tip, con la ventaja de que se emite menos ruido, pero con la desventaja de tener que aumentar las rpm's.

Conclusiones

El desarrollo de esta tesina llevó a cabo un planteamiento de hipótesis y objetivos, para el cual tuvimos que desarrollar un experimento para comprobar su validez. En nuestra hipótesis principal mencionamos que el diseño de las puntas tenía una gran relación con el ruido generado, esto se logró comprobar a través de los resultados obtenidos del experimento, ya que demostramos que nuestra hipótesis primaria es correcta, debido a que en efecto las puntas al ser modificadas arrojaron cantidades distintas de ruido, generando más ruido en unas palas y en otras disminuyéndolo.

Existen muchos factores que causan este efecto, en este caso, nosotros basamos la generación de vórtices en la punta como una de las causantes principales del ruido en la punta de pala, esta última hipótesis quedó comprobada de una manera implícita, al ver como la Q-Tip mostró una disminución en la cantidad de ruido, ya que su diseño estaba basado en alejar los vórtices de la punta, sin embargo para comprobar esta hipótesis de una forma más demostrativa para la Q-Tip, necesitaríamos un análisis mucho más detallado, utilizando modelos de turbulencia más complejos que el K-Omega, los cuales requieren más recursos computacionales a los cuales no tenemos disposición, tales como una supercomputadora.

Por otra parte, llegamos a conclusiones que servirán para futuras investigaciones, tales como la tracción, el cual está íntimamente ligado con el ruido generado por la pala, esto se demostró en las gráficas en la cual cada configuración tenia magnitudes distintas tanto en la tracción como en el ruido, esto se debe a que la superficie de la pala interactúa con el flujo, y como ya se mencionó en la "Teoría del Elemento de Pala (Glauert-Theodorsen)" podríamos decir que al modificar el perfil en cuerda o en forma, la tracción generada se verá seriamente afectada dependiendo de la modificación hecha, de la misma manera pasa al modificar la punta en la pala, ya que la resultante de las fuerzas que interactúan en la pala se ve seriamente afectado, a causa de esto no podemos simplemente separar la suposición de que el ruido puede ser
disminuido sin mencionar que la eficiencia se verá afectada al modificar la punta.

En cuanto a nuestro objetivo principal el cual marca la predicción de este efecto, logramos comprobar una de las hipótesis más importantes de Yudin el cual dice que todo objeto que este en movimiento y este sumergido en un fluido genera ruido, así mismo el hecho de que si modificamos las puntas obtendremos una cantidad distinta de poder acústico³⁴, ya que se varió el diseño de cada hélice y comprobamos que el diseño de la punta puede aumentar y disminuir el ruido.

El comportamiento de este sonido emitido es interesante, ya que se demostró a lo largo de este documento que el comportamiento del ruido es de tipo dipolo, el cual es un tipo de ruido manifestado principalmente en hélices y propelas, y que se manifiesta de manera perpendicular al eje de rotación de la propela, esto quiere decir que un individuo que este parado paralelamente al eje de rotación de la hélice escuchara más ruido que una persona que esta parada enfrente de ella.

También se demostró el hecho de que el ruido generado por estas hélices es de una naturaleza hostil, ya que la intensidad que estas manejan es de alrededor de 140 dB como mínimo, en base a la información que se obtuvo en la simulación; enfocándonos al rango de dB que es permisible para el oído humano tenemos que es ruido a partir de 120 dB y que este tipo de dB a la larga puede generar sordera lo cual es riesgoso para la salud de un individuo.

Intentar predecir el ruido con antelación en una propela es una tarea muy difícil, sobre todo por la característica que todas estas manejan, que tienen un movimiento rotatorio y no lineal, lo que complica aún más su análisis. Para el abordaje de este experimento tuvimos que simplificar algunas variables, adimensionalizandolas a través de el factor de avance, y jugando con un numero de rangos de rpm's, encontrando valores distintos de ruido para cada pala distinta, y viendo como la Q-Tip fue la única en la que logramos una

³⁴ Véase la página 26 de este documento.

disminución de ruido, esta pala como mencionamos fue diseñada con el fin de alejar los vórtices, el cual al interactuar con la pala siguiente genera una diferencia de presiones la que será la causante del ruido que se puede apreciar en estas hélices, al implementar la Q-tip y alejar el flujo se vio afectado el ruido a bajas velocidades con una reducción considerable, pero al analizar el promedio general del experimento no es tan impactante la reducción del ruido, además se ve afectado el coeficiente de tracción, lo que causa aun desventajas al tratar de querer manipular este fenómeno. Sin embargo como mostramos, podemos compensar esta pérdida de coeficiente de tracción, a través del aumento de las rpm's y aun así mantener una cantidad menor en ruido que la hélice original, la desventaja es que esta disminución aun sigue siendo mayor que 120 dB, por lo que se encuentra en el rango de ruido hostil para el ser humano.

En cuanto a las técnicas CFD, las ventajas que nos otorgó este procedimiento, fue que por medio de CFD se pueden realizar una variedad diversa de experimentos, análisis y simulaciones de flujos, otorgándonos resultados que se asemejen lo suficiente al de un experimento real, además que una experimentación real hubiese requerido recursos y mucho más tiempo de dedicación, además de contar con equipo para medir la intensidad de ruido.

Se logro el alcance de una forma satisfactoria, ya que además de la experimentación y las conclusiones recabamos una gran parte de las variables y factores que se deben de tomar en cuenta para poder abordar el tema de aeroacústica en propelas, no solo de la punta, si no de la propela en general.

Finalmente esperamos que la información presentada en este documento sirva para futuras investigaciones, y que haya un interés más profundo por los investigadores en analizar los temas de ruido y aeroacústica en general.

ANEXOS

En este apartado mostramos los datos obtenidos de potencia acústica (dB) en la experimentación de cada pala distinta, y como aumenta o disminuyen respecto a la pala original. Estos datos fueron los utilizados para las gráficas mostradas anteriormente.

Datos de Experimentación

Factor de Avance			pala_01	pala_02	pala_03	pala_04		Relacior	1 Pala X/Pala	Original
			Original-tip	Swept-tip	Ogee-tip	Q-tip		S/Original	O/Original	Q/Oringinal
Caso 0		80%	155.8293	156.9866	148.50368	143.46875	dB	1.00742672	0.95298946	0.92067891
	0.29474895	90%	155.8293	156.9866	152.93726	134.65112	dB	1.00742672	0.98144097	0.86409372
		100%	141.74567	156.9866	144.07011	125.83351	dB	1.10752307	1.01639867	0.88774147
Caso 1	0.28193378	80%	157.80682	161.09291	154.77994	144.69008	dB	1.0208235	0.98081908	0.91688103
		90%	157.80682	161.09291	154.77994	135.50502	dB	1.0208235	0.98081908	0.85867658
		100%	139.31604	161.09291	145.92323	126.31995	dB	1.15631273	1.04742591	0.90671505
Caso 2		80%	160.43036	165.46442	156.33032	145.65852	dB	1.03137847	0.97444349	0.90792366
	0.27018654	90%	160.43036	165.46442	156.33032	141.18729	dB	1.03137847	0.97444349	0.88005344
		100%	141.76953	165.46442	147.37271	127.77357	dB	1.16713669	1.03952316	0.90127667
		80%	160.78784	161.87372	158.09534	146.93782	dB	1.0067535	0.98325433	0.91386152
Caso 3	0.25937908	90%	160.78784	161.87372	158.09534	142.42174	dB	1.0067535	0.98325433	0.88577432
		100%	142.24181	172.34843	149.01271	128.8735	dB	1.21165802	1.04760133	0.90601701
	0.24940296	80%	162.96692	162.80698	160.41359	152.05336	dB	0.99901857	0.98433222	0.93303205
Caso 4		90%	162.96692	162.80698	160.41359	143.00854	dB	0.99901857	0.98433222	0.8775311
		100%	148.87544	173.09747	151.15134	133.96373	dB	1.16269997	1.01528728	0.89983768
	0.24016581	80%	166.15181	166.19235	161.62207	153.32741	dB	1.00024399	0.97273734	0.92281517
Caso 5		90%	166.15181	166.19235	161.62207	144.19594	dB	1.00024399	0.97273734	0.86785657
		100%	146.86902	166.19235	152.29164	130.49872	dB	1.13156845	1.03692147	0.8885381
	0.23158846	80%	167.93924	168.19235	163.73351	156.66437	dB	1.00150715	0.97495684	0.9328634
Caso 6		90%	167.93924	168.19235	163.73351	147.22809	dB	1.00150715	0.97495684	0.87667474
		100%	148.4416	168.19235	154.23839	133.07367	dB	1.13305401	1.03905098	0.89647154
Caso 7	0.22360265	80%	168.05112	166.23668	165.56557	157.61331	dB	0.98920305	0.98520956	0.93788908
		90%	168.05112	166.23668	165.56557	152.86868	dB	0.98920305	0.98520956	0.90965582
		100%	153.5304	175.89441	155.93599	133.89015	dB	1.14566503	1.01566849	0.87207582
Caso 8	0.21614923	80%	169.7314	172.97336	166.79553	159.07927	dB	1.01910053	0.98270285	0.93724125
		90%	169.7314	172.97336	166.79553	154.27737	dB	1.01910053	0.98270285	0.90895008
		100%	150.18491	172.97336	156.64905	135.06982	dB	1.15173595	1.04304121	0.8993568
Caso 9	0.20917667	80%	171.36639	170.92233	168.28658	160.64778	dB	0.99740871	0.98202792	0.93745209
		90%	171.36639	170.92233	168.28658	155.78601	dB	0.99740871	0.98202792	0.90908147
		100%	151.63972	170.92233	158.47963	136.33891	dB	1.12716068	1.04510632	0.89909761
								1.05467477	0.99738075	0.90187046

Potencia Acústica contra Factor de Avance

Tabla 8

Incremento/Decremento de Factor de Avance y Potencia Acústica respecto a la Pala Original

	S/Original	O/Original	Q/Original
СТ	1.24622254	0.97871791	0.76846005
dB	1.05467477	0.99738075	0.90187046

Tat	ola 9
-----	-------

Journal del Mallado de la Hélice

Para la realización del mallado de las 4 distintas hélices, se procedió a realizar un "Journal en el programa Gambit, este Journal es un conjunto de instrucciones que permiten el mallado automático de las hélices que sometimos a prueba por medio de CFD. Así mismo, incluimos en el disco los modelos realizados para que concuerde con el journal aquí presentado.

```
/ Journal File for GAMBIT 2.3.16, Database 2.3.14, ntx86 SP2006032921
/ Identifier "default_id2660"
 / File opened for write Wed Mar 10 12:49:57 2010.
import step \
   "C:\\Users\\Jose Morales\\Documents\\Mora Backup\\8vo Semestre\\Tesina\\HeliceF3.stp" \
   scale 1 tolerant
volume scale "volume.1" factor 0.001 origin 0 0 0
vertex create "punto1" coordinates 0 0 0.6896985
vertex create "punto2" coordinates 0 0 -0.6896985
vertex create "punto3" coordinates 0.6896985 0 0
vertex create "punto4" coordinates -0.6896985 0 0
vertex create "punto4" coordinates -0.0896985 0 0
edge create "lineal" straight "punto1" "punto2"
edge create "arco1" threepoints "punto2" "punto3" "punto1" arc
edge create "arco2" threepoints "punto2" "punto4" "punto1" arc
edge create "arco3" threepoints "punto3" "punto2" "punto4" arc
edge create "arco4" threepoints "punto3" "punto1" "punto4" arc
face create "base1" wireframe "arco1" "linea1" real
face create "base2" wireframe "arco2" "linea1" real
face create "base2" wireframe "arco2" "linea1" real
face create "semiesferal" revolve "arco3" dangle 90 vector 1 0 0 origin 0 0 0 face create "semiesfera2" revolve "arco4" dangle -90 vector 1 0 0 origin 0 0 \backslash
  0
window modify shade
volume create "frontera" stitch "base1" "base2" "semiesfera1" "semiesfera2" \
  real
volume subtract "frontera" volumes "volume.1"
undo
volume subtract "frontera" volumes "volume.1"
window modify noshade
import step
   "C:\\Users\\Jose Morales\\Documents\\Mora Backup\\8vo Semestre\\Tesina\\HeliceF3.stp" \
   scale 1 heal tolerant
window modify shade
volume scale "volume.3" factor 0.001 origin 0 0 0
volume subtract "frontera" volumes "volume.3"
undo
/Undone to: volume subtract "frontera" volumes "volume.3"
volume delete "volume.3" lowertopology
import step \
   "C:\\Users\\Jose Morales\\Documents\\Mora Backup\\8vo Semestre\\Tesina\\HeliceF3.stp" \
   scale 1 heal tolerant
window modify shade
volume scale "volume.3" factor 0.001 origin 0 0 0
window modify noshade
volume subtract "frontera" volumes "volume.3"
window modify shade
save name "SesionHeliceF3.dbs"
```

```
undo
window modify shade
                            "GRAPHICS.GENERAL.CONNECTIVITY BASED COLORING" numeric 1
default set
default set "GRAPHICS.GENERAL.CONNECTIVITY BASED_COLORING" numeric 0
window modify noshade
face link "base2" "face.41" edges "edge.35" "linea1" vertices "punto1" \
     "punto1" reverse periodic
undo begingroup
edge modify "edge.94" "edge.96" "edge.98" forward
edge picklink "edge.94" "edge.96" "edge.98" "edge.58" "edge.95" "edge.97" \
     "edge.88" "edge.86" "edge.85" "edge.84" "edge.83" "edge.82" "edge.88
"edge.80" "edge.79" "edge.78" "edge.77" "edge.76" "edge.75" "edge.74"
     "edge.73" "edge.72" "edge.71" "edge.70" "edge.69" "edge.68" "edge.67" \
     "edge.66" "edge.65" "edge.64" "edge.63" "edge.62" "edge.61" "edge.60"
     "edge.59" "edge.57" "edge.56" "edge.55" "edge.54" "edge.52" \
"edge.51" "edge.57" "edge.56" "edge.55" "edge.54" "edge.52" \
"edge.51" "edge.50" "edge.49" "edge.89" "edge.91" "edge.87" "edge.46" \
     "edge.45" "edge.44" "edge.43" "edge.42" "edge.41" "edge.40" "edge.39" \
     "edge.38"
edge mesh "edge.38" "edge.39" "edge.40" "edge.41" "edge.42" "edge.43" \

"edge.44" "edge.45" "edge.46" "edge.87" "edge.94" "edge.96" "edge.98" \

"edge.91" "edge.89" "edge.49" "edge.50" "edge.51" "edge.52" "edge.53" \
     "edge.54" "edge.55" "edge.56" "edge.57" "edge.59" "edge.60" "edge.61" \
     "edge.62" "edge.63" "edge.64" "edge.65" "edge.66" "edge.66" "edge.68" \
"edge.69" "edge.70" "edge.71" "edge.72" "edge.73" "edge.74" "edge.75" \
     "edge.89" "edge.79" "edge.71" edge.72" edge.75" edge.74" edge.75" \
"edge.76" "edge.77" "edge.78" "edge.79" "edge.80" "edge.81" "edge.82" \
"edge.83" "edge.84" "edge.85" "edge.86" "edge.88" "edge.97" "edge.95" \
     "edge.58" successive ratiol 1 size 0.0006
undo endgroup
sfunction create sourceedges "edge.38" "edge.39" "edge.40" "edge.41" \
     uncline cleate sourceedges edge.ss edge.ss edge.ss edge.se edge.s
     "edge.89" "edge.98" "edge.88" "edge.86" "edge.49" "edge.50" "edge.51"
     "edge.52" "edge.53" "edge.85" "edge.55" "edge.56" "edge.57" "edge.59" \
     "edge.60" "edge.61" "edge.62" "edge.63" "edge.64" "edge.65" "edge.66"
     "edge.67" "edge.68" "edge.69" "edge.70" "edge.71" "edge.72" "edge.73" \
"edge.74" "edge.75" "edge.76" "edge.77" "edge.78" "edge.79" "edge.80" \
     "edge.74 edge.75 edge.76 edge.77 edge.77 edge.77 edge.75 edge.75 edge.77 edge.77 edge.77 edge.77 edge.78 edge.77 edge.84" growthrate 2.2 sizelimit 2 \
attachfaces "face.17" "face.18" "face.19" "face.20" "face.21" "face.23"
     "face.24" "face.34" "face.40" "face.39" "face.38" "face.37" "face.36" \
"face.25" "face.26" "face.27" "face.28" "face.29" "face.30" "face.31" \
     "face.32" "face.33" "face.35" meshed
 /ERROR occurred in the next command!
sfunction bgrid attachfaces "face.17" "face.18" "face.19" "face.20" "face.21" \
                           "face.24" "face.25" "face.26" "face.27" "face.28" "face.29"
      "face.23"
     "face.30" "face.31" "face.32" "face.33" "face.34" "face.35" "face.36" \
"face.37" "face.38" "face.39" "face.40"
sfunction bgrid attachfaces "face.17" "face.18" "face.19" "face.20" "face.21" \
                           "face.24" "face.25" "face.26" "face.27" "face.28" "face.29"
     "face.23"
     "face.30" "face.31" "face.32" "face.33" "face.34" "face.35" "face.36" \
     "face.37" "face.38" "face.39" "face.40"
face mesh "face.17" "face.18" "face.19" "face.20" "face.21" "face.23" \
"face.24" "face.25" "face.26" "face.27" "face.28" "face.29" "face.30"
"face.24" "face.25" "face.25" "face.25" "face.23" "face.23" "face.30" (
"face.31" "face.32" "face.33" "face.34" "face.35" "face.36" "face.37" \
"face.38" "face.39" "face.40" triangle
sfunction create sourceedges "edge.98" "edge.96" "edge.94" "edge.93" \
     "edge.97" "edge.95" growthrate 1.1 sizelimit 0.06 attachfaces "face.41" \
     "base2" meshed
sfunction bgrid attachfaces "base2" "face.41"
face mesh "base2" "face.41" triangle
sfunction create sourcefaces "base2" "face.17" "face.18" "face.19" "face.20" \
     "face.21" "face.23" "face.24" "face.25" "face.26" "face.27" "face.28" \
"face.29" "face.30" "face.31" "face.32" "face.33" "face.34" "face.35" \
     "face.36" "face.37" "face.38" "face.39" "face.40" "face.41" growthrate 1.1 \ sizelimit 1 attachvolumes "frontera" meshed
sfunction bgrid attachvolumes "frontera" volume mesh "frontera" tetrahedral
physics create btype "PERIODIC" face "base2" "face.41"
physics create btype "VELOCITY_INLET" face "semiesfera2"
physics create btype "VELOCITY INLET" face "semiesfera2"
physics create btype "PRESSURE_OUTLET" face "semiesfera1"
physics create btype "WALL" face "face.17" "face.18" "face.19" "face.20" \
    "face.21" "face.23" "face.24" "face.25" "face.26" "face.27" "face.28" \
    "face.29" "face.30" "face.31" "face.32" "face.34" "face.34" "face.35" \
    "semiesfera2"

     "face.36" "face.37" "face.38" "face.39" "face.40"
save name "SesionHeliceF3.dbs"
```

Bibliografía

-Arakawa, Chuichi (et al). Numerical Approach for Noise Reduction of Wind Turbine Blade Tip with Earth Simulator (Abordaje numérico para la reducción del ruido en las turbinas eólicas con la supercomputadora "Simulador Tierra"). [Journal of the Earth Simulator, Volumen 2]. 2005. 11-33 pp.

-Barry, Frank W.; Magliozzi Bernard; Standard, Hamilton. Noise Dectectability Prediction Method for Low Tip Speed Propellers. Ohio. National Technical Information Service. 1971. 17-19 pp.

-Burton, Tony (et al). Wind energy handbook (Manual de Energía Eólica). England. John Wiley & Sons, Ltd. Copyright 2001. 59-64 pp.

-Houghton; Carpenter. Aerodinamics for engineering students (Aerodinámica para estudiantes de ingeniería). The universisty of Warwick. 2003. 527-552 pp.

-Johansen, Jeppe y N. Sorensen Niels. Numerical Investigation of Three Wind Turbine Blade Tips (Investigación numérica de las puntas de hélice de turbinas eólicas de tres palas). Denmark. 2002. 6-16 pp.

-L. Hansen Martin. Aerodynamics of Wing Turbine (Aerodinámica de las turbinas de viento). Londres. 2008. 2° Edición. 7-40 pp.

-Marte, Jack E.; Kurtz Donald W. A Review of Aerodynamic Noise Form Propellers Rotos, and Lift Fans. Pasadena, California. California Institude of Technology. 1970. 7-13 pp.

-Reissner Hans. Theory of propellers (Teoría de propelas). Brown Univetsity. 1942. 30-33 pp.

-Rodríguez Román, Carlos M. Análisis de los "Modelos Combinados" en la Teoría y el Diseño de Hélices. México. 2005. 2-30 pp.

-Stinton Darrol. The desing of the aeroplane (El diseño de la aeronave). Oxford. 297-319 pp.

-Seddon, J. Basic Helicopter Aerodynamics (Aerodinámica Básica de Hélicopteros). British Library. 1990. 70-78 pp.

-Von Mises Richard. Theory of Flight (Teoría de vuelo), First Edition, Mc Graw-Hill, New York, 1945, 289-342 pp.

-Wagner; Bareiß y Guidati. Wind Turbine Noise (Ruido en Turbinas Eólicas). European Commission. Springer. 1996. 13-123 pp.

-John D. Anderson. Fundamentals of Aerodynamics (Fundamentos de Aerodinámica) McGraw Hill, New York, 1984. 229-233 pp.