



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**DISEÑO DE LA TRANSMISIÓN Y SELECCIÓN DE UN MOTOR
PARA UN HELICÓPTERO BIPLAZA DE FABRICACIÓN SENCILLA
HELIMA VI**



TÉSIS

***QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:
INGENIERO MECÁNICO***

PRESENTA: MARCO ANTONIO VIGUERAS ZÚÑIGA

DIRECTOR DE TESIS: ING. MARIANO GARCÍA DEL GÁLLEGO



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

AGRADECIMIENTOS

Agradezco a Dios la oportunidad de vivir y crecer con él, ya que en mi vida se han puesto obstáculos día con día y sin la ayuda de Dios jamás podría haberlos superado, le agradezco también el haberme puesto a mí alrededor gente con la cual yo pude interactuar, relacionarme y crecer como ser humano, en fin le agradezco todo.

A mi Facultad y a mi Universidad que me ha hecho ser un Ingeniero en mis pensamientos y en mi forma de ser ya que me ha dejado marcado de por vida con ese su signo que siempre produce alegría. Me ha apoyado en el crecimiento de mis conocimientos y ha apoyado a todo estudiante con esos excelentes docentes que lleva consigo.

A mis Padres, por que sé que el tener un hijo problema no es fácil de llevar, pero con el cariño incondicional podrían mover el mundo hacia donde ustedes quisieran, gracias por apoyarme en todo lo que les he pedido y que Dios siempre los bendiga por que se lo merecen por ser los mejores padres del mundo.

Rosie: gracias por hacerme ser una persona capaz de relacionarse con los demás, los valores y amor que me has inculcado darán frutos por que de padres buenos hijos buenos.

Marco: gracias por enseñarme lo que es el sacrificio por lo que se quiere, que el trabajo santifica al hombre (tú eres un claro ejemplo de ese dicho), te agradezco todo lo que me has dado.

A mis hermanos, ya que sin ellos mi ciclo jamás estaría completo, el relacionarme siempre con los mejores como ustedes me hacen querer ser cada vez mejor, me han demostrado que todo se puede y que lo que se quiera se puede lograr, también les agradezco el ser no solo mis hermanos de sangre sino de corazón por que así se hacen hermanos los amigos y ustedes son mis mejores amigos.

Osva: es difícil pero ahí va, gracias por enseñarme a luchar por lo que quiero y hacerme reflexionar de que la vida se tiene que pelear que no se regala así por que sí, gracias por apoyarme aunque supieras que estuviera haciendo loqueras.

Leo: que más te puedo decir, que el platicar y contarte toda mi vida ha sido una experiencia que jamás pensé tenerla, gracias por tenerme en cuenta de esa manera que lo haces en tu vida, y gracias por enseñarme tanto y cuidarme siempre.

A Griselle, que me has acompañado como nadie, y has estado conmigo aun cuando yo estaba lejos, y que con una sola sonrisa hacías que mis fuerzas volvieran a salir y me volviera a poner de pie ante cualquier adversidad. La forma de enseñarme que la vida es una forma mas de crecer, y el explicármelo con esa dulzura que siempre te acompaña es lo mejor que me ha pasado no existen palabras para darte las gracias. También te agradezco ser mi mejor amiga y el amor de mi vida.

A Oscar Santiesteban Vega, por hacerme sentir como uno mas en tu familia así como por esa amistad que hemos logrado durante este tiempo, eres un gran ejemplo a seguir y un excelente amigo, gracias por tu apoyo incondicional que siempre me has brindado.

A Sara Sánchez de Santiesteban, sabes me es muy agradable el darte las gracias por quererme, y apoyarme junto con tu esposo en todo momento, te agradezco todas las tardes que hemos platicado y que me has enseñado a mirar desde otro punto de vista, que la vida, no tan a la ligera.

Augusto Sánchez Cifuentes y familia, por siempre apoyarme desde que te conozco en todos mis ideales.

Amigos mi cariño incondicional.

A Amed Martínez Hernández, hermano como quieres que te lo diga, pues te lo diré como es, el ser mi primer amigo, te dejo fichado en mi vida pero el durar todos estos años como siempre lo hace ser especial, además de eso nunca has dudado de mi te lo agradezco de todo corazón.

A Ricardo Olvera, amigo que momentos aquellos, pero esos momentos han permanecido y siguen pasando hasta estos momentos, gracias por ser mi amigo y por siempre tenerme en cuenta.

A Ricardo Serna Suárez, tío que más que la vida entera la hemos pasado juntos y que hemos crecido de la mano, nos hemos metido en problemas y hemos salido de ellos, gracias tío.

A Mónica Iñigo Rangel, sabes tanto tiempo como amigo y tanto tiempo de conocernos, te agradezco tantas cosas que me has enseñado, me enseñaste a descubrir cosas que no sabía que tenía gracias.

A Javier Manríquez, en la facultad muchos compañeros pero pocos amigos te lo agradezco de todo corazón, siempre sonriente como es tu característica, y esa forma tuya de demostrar tu pureza interna, me es un placer admirarte.

A Olaff Santos Bolaños, como ves Olaff ya me estoy titulando, siempre dijimos que íbamos a avisarnos de todo así que espero que mientras lees esto estés enfrente de mi examen profesional.

A Eduardo Castillo Pinzón, gracias Lalo por que siempre has estado conmigo aunque sea desde un punto lejano pero siempre pendiente de cómo estoy, el conocerte es fundamental para que yo sea yo.

A Hugo García Gaertner, amigo que más si tu ya me conoces de mucho tiempo atrás, te agradezco el enseñarme a no preocuparme por todo y el hacerme ser yo en todo momento sin importar donde.

A Juan Duran Perea, ¿un genio? ese serías tu, en mi vida no he conocido gente mas lista, ese es tu delito ser demasiado inteligente y sensible, siempre estas en mi corazón y en mi mente amigo mío serás el mejor músico del mundo.

A Gustavo Samaniego, el ultimo de esta lista sabes es difícil el decirte todo lo que crecí estando juntos, una amistad que empezó por conveniencia ahora es una amistad sólida.

A Sara Santiesteban, gracias por dejarme pertenecer a tu vida y el considerarte como una amiga me es muy especial para mí.

A Oscar Santiesteban Sánchez, gracias por todo Oscar, por esa forma tuya de platicar conmigo y de decirme las cosas con tanta confianza.

A Mariano García del Gallego, en este tiempo tan corto de conocernos me he dado cuenta de lo importante que es ser una persona pura, gracias por ese apoyo que siempre has tenido para conmigo, la experiencia de tener a un amigo que es mi maestro es una experiencia que todo ser debería de tener ya que es una relación que se debe de aprender a hacer.

A William Vicente y Rodríguez, sin ti creo que jamás me hubiera completado en mi carrera, tus conocimientos y tu amistad que la regalas sin más, es algo que agradezco de haber estado en esta Facultad en este tiempo, siempre cuentas conmigo.

A Álvaro Cuerva, un amigo lejano y además profesor, es difícil, pero existe como tu, gracias por creer en un extranjero y apoyarme.

A toda mi familia que siempre me ha consentido y orientado día con día y que siempre me ha echado porras y ánimos para que salga adelante a todos ellos les estoy agradecido de por vida.

A todos mis amigos que me faltaron , gracias por dejarme pertenecer en sus vidas y por siempre estar cuando los he necesitado,

A los que me faltaron, nunca piensen que alguien es menos para mí ya que como me conocen saben que entrego mi vida por los que quiero.

ÍNDICE

Introducción	2
Objetivo	3
Hipótesis	4
Simbología	5
Capítulo 1: Antecedentes	10
• 1.1 Antecedentes Históricos	11
• 1.2 Antecedentes Conceptuales	18
1. mecánicos	18
2. aeronáuticos	20
3. software	44
Capítulo 2: Criterios del Diseño	45
• 2.1 Aeronaves semejantes en el mercado	47
• 2.2 Potencia del rotor	62
• 2.3 Selección del motor	67
Capítulo 3: Diseño	73
• 3.1 Diseño del tren motriz	73
• 3.2 Selección y análisis de flechas	85
• 3.3 Diseño del fuselaje	89
Capítulo 4: Elementos faltantes	96
Resultados	98
Conclusiones	100
Anexo 1..... CD programas MATLAB, SOLIDWORKS	
Anexo 2..... Planos	

INTRODUCCIÓN

El trabajo presentado a continuación es una recopilación y aplicación de los conocimientos y uso de herramientas adquiridas a lo largo de la carrera de Ingeniería Mecánica en la Facultad de Ingeniería de la UNAM.

En esta Tesis se lleva acabo el desarrollo conceptual de una transmisión y selección de un motor para un helicóptero biplaza de fabricación sencilla.

Se hará un análisis de costos y matrices de decisión en la selección del equipo y material. La idea principal es abarcar un campo en el cual México y la UNAM no se han desarrollado demasiado y seguir demostrando que nuestra Máxima Casa de Estudios sigue en la batalla del desarrollo tecnológico, cultural y social de nuestro País y el Mundo.

El diseño de estos vehículos conlleva una gran responsabilidad ya que dependen vidas de ello.

El helicóptero HELIMAVI es un helicóptero diseñado para vuelos cortos tanto en distancia como en altura. Su finalidad principal es ser un helicóptero escuela tanto para pilotos como para Ingenieros y Técnicos. Es por ello que se diseñó biplaza y no monoplaza. Se escogerá un motor de motocicleta para el HELIMAVI para facilitar la adquisición del mismo, el motor de motocicleta tendrá que cumplir los requisitos de potencia.

Los componentes utilizados para la instrumentación no serán objeto de este trabajo.

Los vehículos aeroespaciales están regidos tanto bajo normas nacionales como internacionales.

OBJETIVO

-General

Aplicar los conocimientos desarrollados en el transcurso de la carrera de Ingeniería Mecánica, en la innovación de un Helicóptero biplaza monomotor (HELIMAVI) que utilizará un motor de motocicleta, capaz de transportar a dos personas a través del espacio aéreo.

-Particular:

-Motor

Seleccionar, adaptar y garantizar que el motor elegido será capaz de transmitir la potencia necesaria al rotor para poder volar con carga máxima; y que la selección de dicho motor fue llevada a cabo mediante los mejores procedimientos.

-Transmisión del Rotor

Diseñar la transmisión del rotor, la cual debe ser capaz de soportar las fuerzas torsionantes en el vuelo.

- Es importante mencionar que el diseño está dividido en varios sectores y estos deben ser cumplidos mediante los conocimientos adquiridos en el transcurso de la carrera.*

HIPÓTESIS

- Fuselaje:* Será tubular, por la facilidad de adaptabilidad al mercado cotidiano y por los costos tan bajos que representan los mismos. La mejor geometría por excelencia para la distribución de fuerzas es la esfera, por otra parte la mejor para la aerodinámica es la elipse; esto lleva a que el fuselaje en caso de diseñarlo cerrado tendrá una mezcla de geometrías.
- Potencia del rotor:* Será una fracción de la potencia (debido a que parte de la potencia se ve afectada por las pérdidas) del motor en la cual las revoluciones por minuto permitan la sustentación del helicóptero. La potencia del rotor esta limitada por su diámetro.
- Motor:* La potencia mínima registrada en un motor de un helicóptero biplaza ultraligero es de 90HP por lo que podría decir que la cilindrada de mi motor a seleccionar estará entre los 600cc a 1100cc y tendrá que ser de motocicleta, de 4 tiempos y de 4 cilindros, ya que a mayor número de cilindros mayor potencia.
- Transmisión:* Se tendrá que diseñar una caja de engranes, o una relación de catarinas para que el motor sea capaz de suministrar las revoluciones necesarias al rotor.
- Misceláneo:* Existen diversos elementos que no están reflejados en los puntos anteriores, pero de igual manera tienen que ser calculados y analizados, para poder llevar esta Tesis a un buen resultado.

SIMBOLOGÍA

Definir Medidas físicas:

W = Peso

b = N° de palas

R = Radio del rotor

r = Distancia radial del elemento de pala

x = Relación r/R

c = Cuerda de la pala situada a una distancia r

c_e = Cuerda equivalente (en base de tracción)

σ = Solidez del rotor $(b \cdot c_e) / (\pi \cdot R)$;

θ = Angulo de paso de la sección de la pala, ángulo entre la línea de sustentación nula de la sección de la pala y el plano perpendicular al eje de control (variación de paso nula), [Rad.]

θ_0 = Angulo de paso en el encastre, [Rad.]

θ_1 = Diferencia entre los ángulos de paso en el encastre y las puntas. Positivo al crecer hacia las puntas, [Rad.]

e_a = Excentricidad de la articulación de arrastre. Distancia desde la articulación de batimiento al eje de rotación, [m]

e_b = Excentricidad de la articulación de batimiento. Distancia desde la articulación de batimiento al eje de rotación, [m]

m = Masa de la pala por unidad de longitud [Kg/m]

I_1 = Momento de inercia de la pala respecto a la articulación de batimiento, [kg.m²]

γ = Número de LOCK. Coeficientes entre las fuerzas aerodinámicas y las máxicas, $(c \cdot \rho \cdot a \cdot R^4) / (I_1)$

ρ = Densidad del aire, [kg/m³]

Definir parámetros del flujo del aire

$V =$ Velocidad del helicóptero en su senda, [m/s]

$V_h =$ Componente horizontal de la velocidad del helicóptero, [m/s]

$V_v =$ Componente vertical de la velocidad del helicóptero, [m/s]

V_x, V_y y $V_z =$ Componentes de la velocidad del helicóptero según los ejes de referencia x,y,z,[m/s]

$\Omega =$ Velocidad angular del rotor, [rad/s]

$\alpha, \alpha_r =$ Ángulo de incidencia del perfil de la pala, [Rad.]

$\alpha =$ Ángulo de ataque del rotor; ángulo entre la proyección en el plano de simetría del eje de control (eje de no variación de paso), y el plano perpendicular a la senda de vuelo, positivo cuando el eje apunta hacia atrás, cuando el helicóptero sube, [Rad.]

$v, v_i =$ Velocidad inducida en el rotor (siempre positiva), [m/s]

$\mu =$ Coeficiente de avance, $(V \cdot \cos \alpha) / (\Omega \cdot R)$

$\lambda =$ Coeficiente de velocidad normal, $(V \cdot \sin \alpha - v) / (\Omega \cdot R)$

$V' =$ Velocidad resultante en el rotor; suma de velocidades de traslación y la inducida, [m/s]

$\Psi =$ Ángulo de azimut medio desde la parte trasera del flujo de velocidades, en la dirección de la rotación, [rad]

$U_T =$ Componente en el elemento de pala de la velocidad resultante perpendicular al eje longitudinal de la pala y al eje de control, [m/s]

$U_P =$ Componente en el elemento de pala de la velocidad resultante perpendicular a U_T y al eje longitudinal de la pala, [m/s]

$U_R =$ Componente en el elemento de pala de la velocidad resultante paralela al eje longitudinal de la pala, [m/s]

$U = U_T + U_P + U_R$ vectoriales

$\phi =$ Ángulo inducido, $\tan^{-1} U_P / U_T$, [Rad.]

$\alpha_r =$ Ángulo de ataque medio desde la línea de sustentación nula, $\alpha_r = \phi + \theta$

$\alpha_{(x)(\psi)} =$ Ángulo de ataque del elemento de pala para un valor de x y psi, [Rad.]

Definir características aerodinámicas del elemento de pala:

c_l = Coeficiente de sustentación del perfil en una sección

c_{do} = Coeficiente de resistencia en una sección

$\delta_o, \delta_1, \delta_2$ = Coeficientes de la expresión parabólica del c_{do} α_r ($c_{do} = \delta_o + \delta_1 \alpha_r + \delta_2 \alpha_r^2$)

α = Pendiente de la curva de sustentación respecto al ángulo de ataque medido en radianes

Definir medidas aerodinámicas del rotor:

L = Sustentación, [N]

D = Resistencia, [N]

T = Tracción, [N]

Y = Fuerza lateral, [N]

Q = Par en el eje del rotor, [N.m/s]

P = Potencia en el eje del rotor, [N.m/s]

L' = Momento de balance, [N.m]

M = Momento de cabeceo, [N.m]

N = Momento de guiñada, [N.m]

C_L = Coeficiente de sustentación, $L / (\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \pi R^2)$

C_D = Coeficiente de resistencia, $D / (\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \pi R^2)$

C_T = Coeficiente de tracción, $T / (R^2 \pi \rho (\Omega \cdot R)^2)$

C_Y = Coeficiente de fuerza lateral, $Y / (\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \pi R^2)$

C_Q = Coeficiente de par en el rotor, $Q / (R^2 \pi \rho (\Omega \cdot R)^2 R)$

C_P = Coeficiente de potencia en el rotor, $P / (R^2 \pi \rho (\Omega \cdot R)^3)$

C_I = Coeficiente del momento de balanceo, $L' / (\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \pi R^2 R)$

C_m = Coeficiente de momento de cabeceo, $M / (\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \pi R^2 R)$

$C_n =$ Coeficiente de momento de guiñada, $N / (\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \pi R^2 R)$

$B =$ Coeficiente de pérdidas en punta de pala

$M =$ Coeficiente de mérito del rotor, $0.707 C_T^{3/2} / C_Q$

Definir el movimiento de batimiento:

$$\beta = a_0 - a_1 \cos \Psi - b_1 \sin \Psi - a_2 \cos \Psi - b_2 \sin \Psi$$

$\beta =$ Ángulo de batimiento de la pala en azimut Ψ

$a_0 =$ Término constante de las series de Fourier que expresa el término de batimiento independiente de Ψ

$a_n =$ Coeficiente de $\cos \Psi$ en la expresión β

$b_n =$ Coeficiente de $\sin \Psi$ en la expresión β

Definir Movimiento de variación de paso:

$$\theta = A_0 - A_1 \cos \Psi - B_1 \sin \Psi - A_2 \cos \Psi - B_2 \sin \Psi$$

$\theta =$ Ángulo de paso para una pala para una azimut Ψ

$A_0 =$ Término constante de las series de Fourier, independiente de Ψ

$A_n =$ Coeficiente de $\cos \Psi$ en la expresión θ

$B_n =$ Coeficiente de $\sin \Psi$ en la expresión θ

Definir movimiento en su plano:

$$\zeta = E_0 - E_1 \cos \Psi - F_1 \sin \Psi - E_2 \cos \Psi - F_2 \sin \Psi \dots$$

$\zeta =$ Ángulo de arrastre para un valor de Ψ

$E_0 =$ Término constante de las series de Fourier, independiente de Ψ

$E_n =$ Coeficiente de $\cos \Psi$ en la expresión ζ

$F_n =$ Coeficiente de $\sin \Psi$ en la expresión ζ

CAPÍTULO 1

ANTECEDENTES

El objetivo de este capítulo está fundamentado en que la formación que llevamos es de doble propósito, por una parte es la formación técnica del ingeniero; el saber que nosotros somos capaces de utilizar los conocimientos adquiridos de nuestra formación en la solución de problemas. Y por otra parte la formación universitaria; esta nos hace capaces de resolver problemas inimaginables y seguir adquiriendo conocimientos, esta formación es la causante de la constante evolución de los conceptos y conocimientos.

Como estudiantes nos cuesta trabajo el aceptar que debemos empezar con unos fundamentos, esto es, se debe construir un cimiento sólido para poder edificar con grandes resultados sobre ese suelo, y dentro de nuestro deber está el retomar la historia, no para repetir los conocimientos o investigaciones de la humanidad sino para innovar los mismos.

Se dará a conocer a través de este capítulo, como es que los conocimientos en aerodinámica y en general de toda la mecánica han servido para el desarrollo del helicóptero.



COMANCHE¹

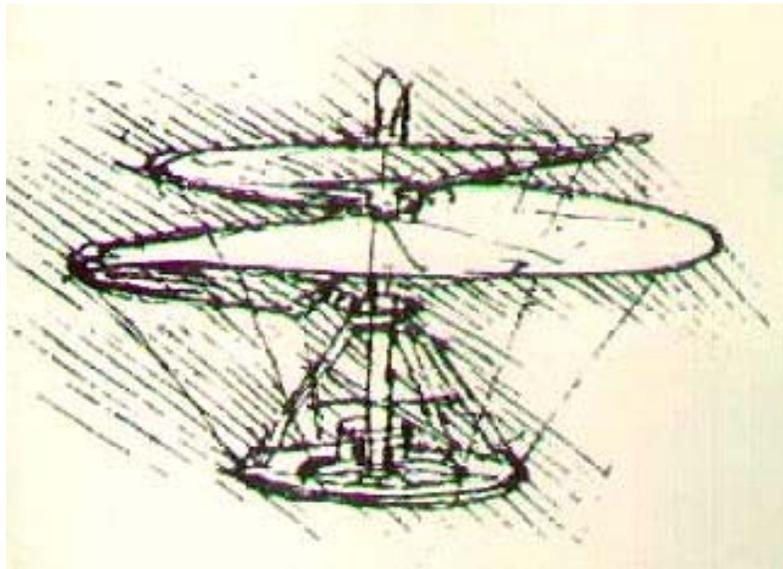
¹ <http://www.vpc.com>

1.1 ANTECEDENTES HISTÓRICOS

A través de la historia humana los hombres han querido desplazarse hacia lugares cada vez más remotos, y mediante el avance de la tecnología ese objetivo se ha convertido en la búsqueda de comodidad y de ahorro de tiempo.

Historia²:

Se cuenta que en la antigua China había un juguete que se accionaba a mano, al que a veces se llamaba “trompo volador” y que se elevaba al tiempo que giraba rápidamente. Pero lo más probable es que la primera persona que contempló la posibilidad de un helicóptero con suficiente potencia como para transportar a un ser humano, y que de hecho experimentó con modelos diseñados por él, fue el artista, ingeniero y arquitecto italiano del siglo XV Leonardo da Vinci, quien hacia el año 1500 hizo dibujos donde se ve un artefacto volador con un rotor helicoidal. Leonardo había pensado usar la fuerza muscular para mover el rotor, pero esta energía nunca habría sido suficiente para poner en funcionamiento un helicóptero de este tipo.



LEONARDO DA VINCI³

² Los datos fueron recopilados de http://www.aerovia.com/helicopteros/heli_hist_intro.asp, <http://icarito.latercera.cl/especiales/transportes/aereo/helicoptero.htm>. ² Recopilación de: J GORDON LEISHMAN. PRINCIPLES OF HELICOPTER AERODYNAMICS

Entre quienes experimentaron durante el primer cuarto del siglo XX se encuentran los franceses Maurice Léger, Louis Charles Bréguet, Étienne Oehmichen y Paul Cornu, el húngaro-estadounidense Theodor von Karman, Raoul Pescara en España, Jacob Christian Ellehammer en Dinamarca, Igor Sikorski en Rusia y Emile Berliner y su hijo Henry en Estados Unidos. El ruso George DeBothezat y su colaborador Ivan Jerome desarrollaron un aparato de cuatro rotores para las Fuerzas Aéreas de Estados Unidos. Corradino d'Ascanio en Italia, Oscar von Asboth en Hungría y otros más se enfrentaron a los numerosos problemas de la sustentación vertical. El helicóptero Berliner fue probablemente el primer aparato que realizó un vuelo controlado utilizando rotores motorizados. La distancia era tan sólo de unos 90 m y la altura de unos 4,6 m, pero el helicóptero se movía a voluntad del piloto, Henry Berliner. La invención de la pala de rotor de batimiento, articulada para su autogiro, del español Juan de la Cierva, hizo posible el desarrollo de helicópteros útiles.



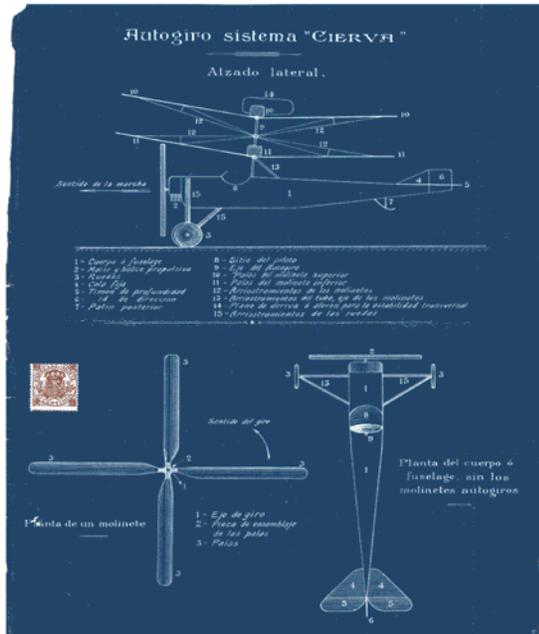
Emile ⁴ Berliner ⁵



³ www.nasaexplores.com

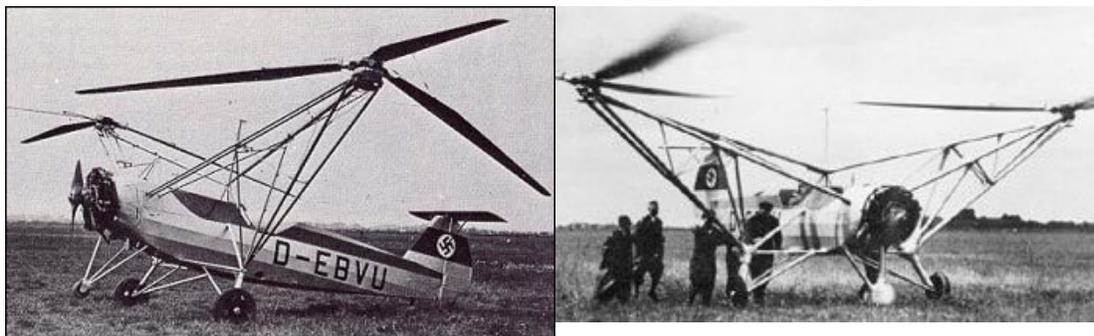
⁴ www.pgparks.com

⁵ avia.russian.ee



Juan de la Cierva⁶

El primer helicóptero eficaz fue una máquina de dos rotores diseñada por el ingeniero alemán Heinrich Focke que voló en 1936. En 1939 el ingeniero aeronáutico Igor Sikorski, que por aquel entonces se había nacionalizado en Estados Unidos, puso en vuelo un aparato de un único rotor, el VS-300. Su sucesor, el XR-4, realizó el primer vuelo por el campo desde Stratford, Connecticut, hasta las proximidades de Dayton, Ohio, cubriendo unos 1.225 Km. del 13 al 17 de mayo de 1942.



Heinrich Focke⁷

⁶ avia.russian.ee

⁷ www.century-of-flight.freeola.com



SIKORSKY VS-300⁸

En 1967, dos helicópteros Sikorski HH-3 hicieron el primer vuelo trasatlántico de New York a París repostando en el aire. El Lockheed AH-56A experimental y el Piasecki Pathfinder-3 fueron los primeros modelos que lograron velocidades superiores a los 400 Km./h. En la guerra de Vietnam, las fuerzas estadounidenses utilizaron unos 2.000 helicópteros para evacuar heridos, transportar personal y carga, observar las actividades del enemigo y disparar fuego antiaéreo.

Aún no se ha demostrado que resulte económico utilizar el helicóptero para el transporte comercial en distancias superiores a 400 km. En este campo el helicóptero tiene que competir con los aviones de despegue vertical y de despegue corto. Algunos diseños avanzados de helicópteros cuentan con alas cortas supletorias y propulsión de sentido directo, además de un rotor principal y otro de cola. Podrían transportar pasajeros a velocidades de crucero de unos 425 Km./h, si resultaran viables.

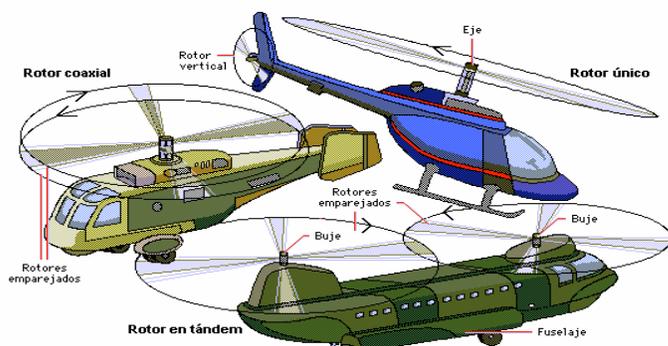
Definición:

HELICÓPTERO⁹, aparato más pesado que el aire que no se eleva utilizando alas fijas como las de los aeroplanos convencionales, sino mediante uno o varios rotores motorizados que giran alrededor de un eje vertical situado sobre el fuselaje. Los helicópteros pueden

⁸ encarta.msn.com

⁹ Definición recopilada de LA ENCICLOPEDIA BRITANICA, y del GRAN DICCIONARIO ENCICLOPEDICO LAROUSSE.

e elevarse y descender verticalmente, permanecer en una posición determinada y moverse hacia adelante, hacia atrás o hacia los lados. El helicóptero fue el primer tipo de aparato más pesado que el aire capaz de realizar un vuelo vertical. Se diferencia del autogiro, otra clase de aeronave con alas giratorias, en que el rotor proporciona sustentación, propulsión y casi todo el control de vuelo. El rotor de un helicóptero tiene normalmente dos o más palas dispuestas simétricamente alrededor de un buje o eje central que las sujeta durante el giro. El rotor está impulsado por un motor, por lo general situado en el fuselaje, a través de unos engranajes que reducen la velocidad de rotación por debajo de la velocidad del motor. Una característica importante del diseño de los helicópteros es el desarrollo de sistemas para contrarrestar el par de fuerzas o fuerza de reacción que se produce cuando la rotación del rotor en un sentido tiende a girar el fuselaje en el sentido contrario (véase Momento de una fuerza). La forma más común de sistema antipar es un pequeño propulsor, similar al propulsor de un aeroplano, colocado en la cola del helicóptero sobre un eje lateral, en tal posición que empuja la cola hacia un lado. Otros tipos de helicóptero usan rotores principales acoplados que giran en sentidos opuestos y neutralizan automáticamente el par de fuerzas del otro. En algunos helicópteros, los rotores acoplados están colocados uno encima del otro en un mismo eje, mientras que en otros están situados sobre montantes en un lateral del fuselaje o delante y detrás del fuselaje. Los helicópteros experimentales han utilizado pequeños motores de propulsión a chorro colocados en los extremos de las palas del rotor para proporcionar potencia y eliminar el par de fuerzas.



PARTES DE UN HELICOPTERO¹⁰

Cuando el helicóptero se eleva o descende en vertical, existe la misma sustentación en todas las palas del rotor, porque todas se mueven a la misma velocidad. Pero cuando el aparato se desplaza hacia adelante (o en cualquier dirección horizontal), la sustentación en algunas palas es mayor que en otras. En cada ciclo varía la velocidad de las palas, dependiendo de si el sentido de rotación es el mismo o contrario al del movimiento del helicóptero. La velocidad del aire en un punto determinado de una pala es igual a su velocidad de rotación en ese punto, más la velocidad de avance del helicóptero durante la mitad del ciclo, menos la velocidad de avance durante la otra mitad. Por tanto, si las palas estuvieran fijas en posición horizontal, el grado de sustentación que proporcionaría cada pala variaría durante el ciclo porque la sustentación aumenta al hacerlo la velocidad del

¹⁰ www.erd.es

aire, y el helicóptero se inclinaría hacia un lado. Para evitar esta forma de inestabilidad, casi todos los helicópteros de rotor único tienen palas de batimiento. Las palas están articuladas cerca del buje de forma que cada pala sube cuando se mueve a más velocidad para reducir la sustentación y baja cuando la velocidad es menor para aumentar la sustentación. Así se anula el efecto de la variación de la velocidad.

Los helicópteros se pueden mover en cualquier dirección girando el rotor en la dirección deseada. El giro del rotor altera la sustentación, que pasa de ser totalmente vertical a una combinación de horizontal y vertical. Para girar el helicóptero, el rotor se inclina primero en la dirección de giro, y luego el impulso del propulsor de cola se cambia para girar el fuselaje en la dirección deseada. El ascenso y el descenso del helicóptero se controlan aumentando o reduciendo la velocidad del rotor, la incidencia de las palas del rotor o ambas. Si se produce un fallo de alimentación, el rotor del helicóptero se suelta e inicia una auto-rotación igual que el rotor de un autogiro, manteniendo una sustentación suficiente para que el aparato descienda despacio y no se produzca un choque que sería catastrófico.

USOS¹¹

El helicóptero posee dos ventajas principales sobre el avión convencional: la capacidad de volar lentamente o estacionarse en el aire y la capacidad de despegar y aterrizar en un espacio reducido. Los aeropuertos para helicópteros se denominan helipuertos. Uno de los usos no militares más importantes del helicóptero es la búsqueda y el rescate de personas perdidas, sobre todo en el mar y en regiones montañosas. Los helicópteros pueden rescatar a personas de balsas salvavidas, del saliente de una montaña y de otros lugares peligrosos. Si la zona es demasiado pequeña para el aterrizaje, puede bajarse una escalera de cuerda desde el helicóptero mientras éste permanece estacionado en el aire, o puede izarse a quien se rescata mediante una manivela con cable y arneses. Los helicópteros permiten un traslado rápido y seguro al hospital o a cualquier otro centro. Además, este aparato puede utilizar en el mar las cubiertas de embarcaciones pequeñas y despegar desde un tejado en el centro de una ciudad congestionada. Como el helicóptero puede estacionarse en el aire y volar tan despacio como se desee, también es un medio eficaz para la inspección de tuberías y tendidos eléctricos desde el aire. Son sobre todo valiosos para el suministro de las plataformas petroleras y de extracción de gas marítimas.

Al igual que el avión convencional, el helicóptero puede manejarse mediante instrumentos durante la noche y en condiciones climáticas adversas. Cuenta con la ventaja añadida de una mayor seguridad gracias a su maniobrabilidad y a su velocidad controlable. Los helicópteros se usan con excelentes resultados como patrullas contra incendios en zonas forestales, para fumigar insecticidas sobre las cosechas, para prospecciones aéreas y para plantar semillas para reforestación y control de la erosión. También se utilizan para el transporte de pasajeros y, en algunas grandes ciudades, para el servicio de correos, a veces transportando correo desde el aeropuerto hasta la azotea de la oficina postal. El tamaño de los helicópteros oscila desde el de un único pasajero hasta los grandes aparatos con varios motores que transportan cincuenta pasajeros o más.

¹¹ <http://www.ctv.es/USERS/sos/helitrac.htm>, recopilación general de la historia del helicóptero y de I Libro JANES HELICOPTER MARKETING, jhms.janes.com.

Los helicópteros militares se utilizan en aplicaciones similares y también para combate y defensa antisubmarina. Se han diseñado helicópteros especiales para el transporte de equipos pesados. Estas grúas voladoras, como se las denomina, se han utilizado para colocar torres y conductos para transmisión de energía eléctrica en zonas inaccesibles y para recuperar equipos militares en lugares en guerra. Desde el punto de vista económico, las grandes limitaciones del helicóptero son su reducida velocidad máxima de avance, de unos 320 Km./h, su complejidad mecánica y el consecuente coste elevado por pasajero y kilómetro. Los helicópteros destinados a usos comerciales están limitados en la actualidad a distancias de vuelo de 160 Km. o menos.

1.2.1 ANTECEDENTES CONCEPTUALES MECÁNICOS

Como se ha visto en la introducción de esta tesis el helicóptero se encuentra sujeto a distintas fuerzas en su movimiento. Describiremos brevemente las fuerzas que están interactuando en él.

Empezando de adentro hacia fuera:

El helicóptero en primera instancia está sometido a un par provocado por la flecha del motor la cual transmite ese par a un reductor de velocidad lo que incrementa el par pero en otra dirección ya que este último es el encargado de producir el movimiento del Rotor.

Para poder controlar el arranque del motor, se necesita poner un embrague (debido a que el motor que estamos proponiendo es de 4 tiempos y de gasolina), este embrague necesita ser accionado mediante una fuerza hidráulica.

El motor por ser de pistones y de 4 tiempos provoca una vibración en toda la estructura del helicóptero.

En la parte de la cabina las interacciones del piloto con los mandos del helicóptero se provoca un desequilibrio menor de fuerzas.

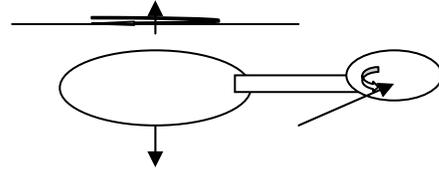
El peso mismo de todos los componentes requiere el equilibrio de ellos para tener una estabilidad en sus distribuciones de pesos.

Todo esto se menciona para ver que tipo de teorías y leyes vamos a necesitar para el diseño y adaptación de nuestro helicóptero.

Se menciona que en nuestro caso nos vamos a enfocar en la planta motriz, reductor o transmisión y Rotor principal, para ello tendremos que hacer una selección de flechas, engranes y materiales de los mismos. Al mismo tiempo se va a hacer un bosquejo del fuselaje.

En la planta motriz la finalidad es adaptar un motor convencional de motocicleta y sus componentes necesarias para este motor, tomando en cuenta que nuestra finalidad es hacer

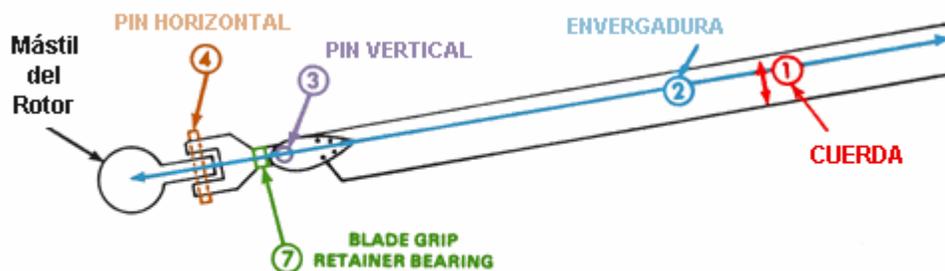
accesible este tipo de aeronave; en el caso de que se requiera se diseñara algún elemento



faltante o que no cumpla con nuestro objetivo.

1.2.2 ANTECEDENTES AERONÁUTICOS

Principios de vuelo y terminologías.¹²



ROTOR TOTALMENTE ARTICULADO

FIGURA 1.1

1. CUERDA: Es la línea recta que une el borde de ataque con el borde de fuga. Es una dimensión característica del perfil.
2. ENVERGADURA: Es la distancia de punta a punta del ala (o pala), independientemente de la forma que tenga.
3. PIN VERTICAL: (Vertical hinge pin): Es el eje de pivote que permite el adelantamiento (o retroceso) de la pala independientemente de las demás palas.
4. PIN HORIZONTAL: (Horizontal hinge pin): Es el eje que permite el pivote hacia arriba o hacia abajo de las palas (flapeo), independientemente de las demás palas.
5. TRUNNION: Es el elemento que permite el "flapeo" de las palas.
6. HORQUILLA (YOKE): Es el elemento estructural al cual las palas van fijadas y al cual van ligadas al mástil a través del trunnion y al cojinete del trunnion.
7. BLADE GRIP RETAINER BEARING (Buje de unión de la pala): Es el cojinete que permite la rotación de las palas sobre su eje longitudinal para permitir el cambio de paso.
8. TORSIÓN DE LA PALA (BLADE TWIST): Es una característica de construcción de las palas para que el ángulo de incidencia en la punta sea menor que en la raíz. Esta torsión de la pala ayuda a mantener la sustentación a lo largo de la misma incrementando el ángulo de incidencia en la raíz donde la velocidad es menor.

De la figura 1.2

- CONICIDAD: La conicidad es el ángulo entre el eje longitudinal de la pala y el plano teórico de rotación.
- PLANO TEÓRICO DE ROTACIÓN: Es el plano perpendicular al eje de rotación, al nivel de la articulación de la pala.

¹² Recopilación de IMÁGENES Y DEFINICIONES: J GORDON LEISHMAN. PRINCIPLES OF HELICOPTER AERODYNAMICS Y de HELICÓPTEROS Y AERONAVES DIVERSAS, TEORIA 5º CURSO JL ESPINO, A CUERVA

- **PLENITUD:** Es la relación entre la superficie efectiva de las palas y la superficie del disco barrido.
- **CARGA DEL DISCO:** Es la relación entre el peso total del helicóptero y el disco barrido.

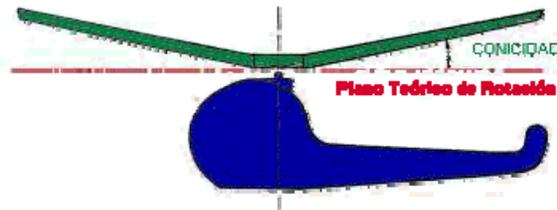


FIGURA 1.2

PERFILES

Un helicóptero vuela por los mismos principios que un avión, pero en el caso de los helicópteros la sustentación se logra por la rotación de las palas. Las palas son la estructura que hacen que la sustentación sea posible. Su forma produce sustentación cuando el aire pasa a través de ellas. Las palas del rotor tienen perfiles diseñados específicamente para las características del vuelo. Usualmente los diseñadores tienen un compromiso entre el mejor diseño para un perfil para lograr mejores características de vuelo y para las necesidades del helicóptero que se piensa construir.

Los perfiles se pueden dividir en dos grandes tipos: **SIMÉTRICOS Y ASIMÉTRICOS**.

Los perfiles simétricos tienen idénticas superficies tanto en la parte superior (extrados) como en la inferior (intrados). Estos satisfacen normalmente los requerimientos de un helicóptero debido a que su Centro de Presión no varía. La variación permanece casi inalterable bajo los diferentes ángulos de ataque, ofreciendo la mejor relación sustentación/resistencia para las diferentes velocidades de la raíz y de la punta de pala.

Sin embargo un perfil simétrico produce menos sustentación que uno asimétrico, teniendo también características no deseables de pérdida. Por otra parte las palas del rotor deben adaptarse a un ancho rango de velocidades desde la raíz hasta la punta, siendo el perfil simétrico perfectamente adaptable a estas condiciones, además de tener un bajo costo y fácil construcción con respecto al perfil asimétrico.

Los perfiles asimétricos tienen una gran variedad de diseños, siendo usados por ejemplo en algunos helicópteros como el CH-47 ó el OH-58, y están siendo utilizados en otros nuevos proyectos. Las ventajas de estos perfiles, en contrapartida de los simétricos, es su mayor capacidad de generar sustentación y mejores prestaciones ante la entrada en pérdida. Anteriormente no eran utilizados debido al movimiento de su centro de presión, pero debido a los nuevos materiales de construcción de palas son tenidos cada vez más en cuenta.

SECCIONES DE UN PERFIL

En la siguiente figura se encuentran los términos utilizados en un perfil.



FIGURA 1.3

1. **LÍNEA DE LA CUERDA:** Es la línea recta que pasa por el borde de ataque y por el borde de fuga.
2. **CUERDA:** Es la línea recta que une el borde de ataque con el borde de fuga. Es una dimensión característica del perfil.
3. **LÍNEA DE CURVATURA MEDIA:** Línea equidistante entre el extrados y el intrados. Esta línea "fija" la curvatura del perfil. Si la línea de curvatura media "cae" sobre la cuerda (como en la figura) se dice que la curvatura es positiva, si cae por debajo, negativa, y si va por debajo y por arriba, doble curvatura.
4. **ORDENADA MÁXIMA:** Es la máxima distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda del perfil. El valor suele darse en % de la cuerda.
5. **ESPESOR MÁXIMO Y POSICIÓN:** Son dos características importantes, que se expresan en % de la cuerda. El valor varía desde un 3 % en los perfiles delgados hasta un 18 % en los más gruesos.
6. **RADIO DE CURVATURA DEL BORDE DE ATAQUE:** Define la forma del borde de ataque y es el radio de un círculo tangente al extrados e intrados, y con su centro situado en la línea tangente en el origen de la línea de curvatura media.

ÁNGULO DE ATAQUE Y ÁNGULO DE INCIDENCIA

ÁNGULO DE ATAQUE

Se llama ángulo de ataque, al formado entre la cuerda y la dirección de la corriente libre del aire (resultante del viento relativo). Muchas son las formas en que se puede variar el ángulo de ataque, algunas por acción del piloto y otras automáticamente por el diseño del rotor. El piloto esta habilitado a cambiar el ángulo de ataque de las palas por el



FIGURA 1.4

Movimiento del control cíclico y/o del colectivo. Sin embargo, aunque estos comandos permanezcan estables, el ángulo de ataque de las palas cambiará alrededor de la circunferencia del rotor, a medida que la pala gire. Otros factores que pueden cambiar el ángulo de ataque son por ejemplo: flapeo de las palas por turbulencia o flexión de las mismas, para entender bien este término el flapeo es el muelleo que existe en las puntas de las palas debido a la resistencia del aire, ya que se presentan estados de torbellinos.

ÁNGULO DE INCIDENCIA

El ángulo de ataque no debe ser confundido con el ángulo de incidencia. El ángulo de incidencia es el formado entre la línea de la cuerda y el plano de rotación del rotor. Este es un ángulo mecánico más que un ángulo aerodinámico como el ángulo de ataque. En ausencia de un flujo inducido de aire, los dos ángulos serán los mismos.



FIGURA 1.5

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES

El aumento de la velocidad del aire sobre el extrados de un perfil, con respecto a la velocidad del aire en el intrados, genera presiones, tanto en uno como en otro lado. La

diferencia entre estas presiones (si la presión en el extrados es mayor) genera una resultante a la que llamamos sustentación.

Al observar la figura 1.6 (perfil asimétrico), se nota que las presiones resultantes sobre el extrados generan una fuerza hacia arriba tanto como las presiones en el intrados otra de la misma magnitud hacia abajo, no obteniéndose sustentación.

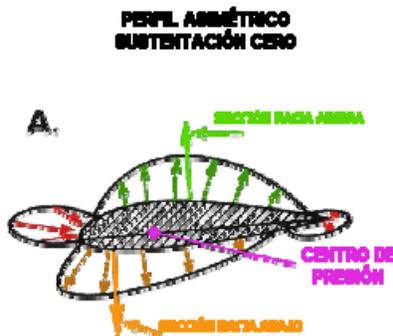


Figura 1.6

Cuando el ángulo de ataque es incrementado las presiones en el extrados son superiores a las del intrados, obteniéndose una fuerza resultante llamada sustentación. El punto donde se puede considerar aplicada esa fuerza se denomina centro de presión.

Este Centro de presión varía (perfiles asimétricos) cuando el ángulo de ataque varía. Este indeseable cambio del centro de presión en estos perfiles debe ser compensado cuando se lo utiliza en los rotores de los helicópteros. La distribución de las presiones es diferente en los perfiles simétricos.

La distribución de las presiones, como puede observarse en la figura 1.6, es similar tanto arriba como abajo del perfil (ángulo de ataque cero), y las resultantes de ambas presiones son iguales y aplicadas en el mismo punto.

Con ángulo de ataque positivo las presiones en el extrados del perfil son superiores a las del intrados obteniéndose una resultante total hacia arriba, denominada sustentación. Nótese que los vectores de las resultantes de las diferentes presiones (hacia arriba y hacia abajo) permanecen en el mismo lugar, sin cambios con respecto a los perfiles asimétricos. Esta deseable característica de los perfiles simétricos es la apreciada en los rotores de helicópteros, donde el ángulo de ataque cambia en cada revolución del rotor.

FUERZA AERODINÁMICA

Una fuerza aerodinámica es generada cuando una corriente de aire fluye sobre y por debajo de un perfil. El punto donde esta corriente se divide se lo denomina "punto de impacto". Ahora bien, la Fuerza aerodinámica es la resultante de dos fuerzas que desempeñan un papel importantísimo, estas son, la sustentación y la resistencia al avance.

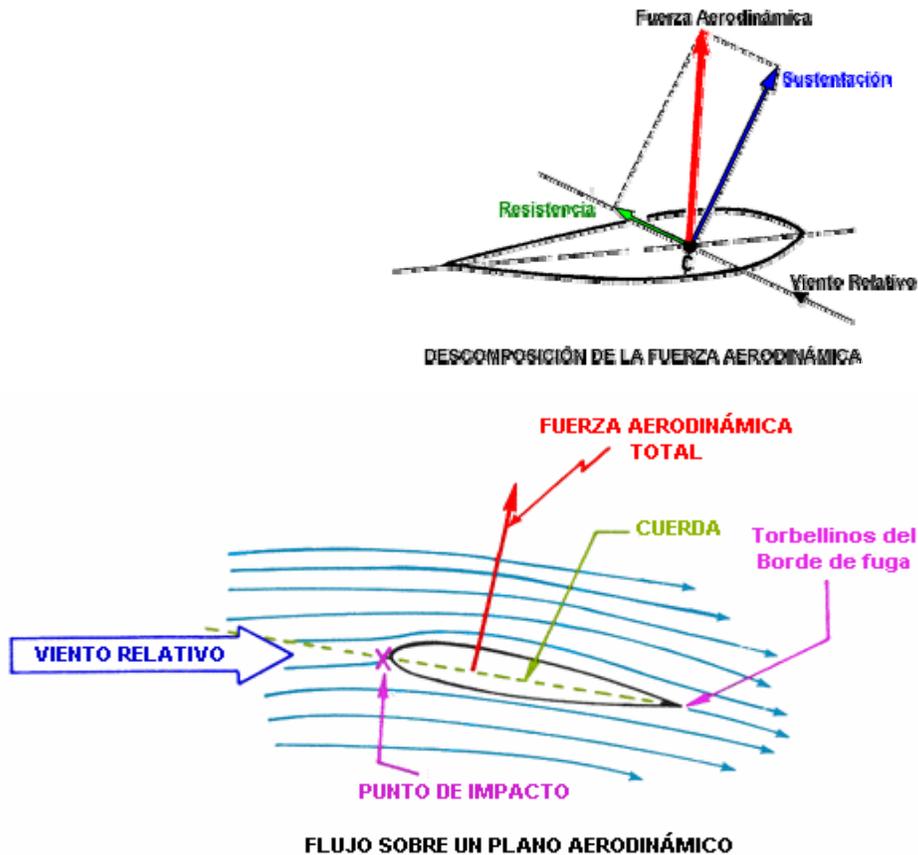
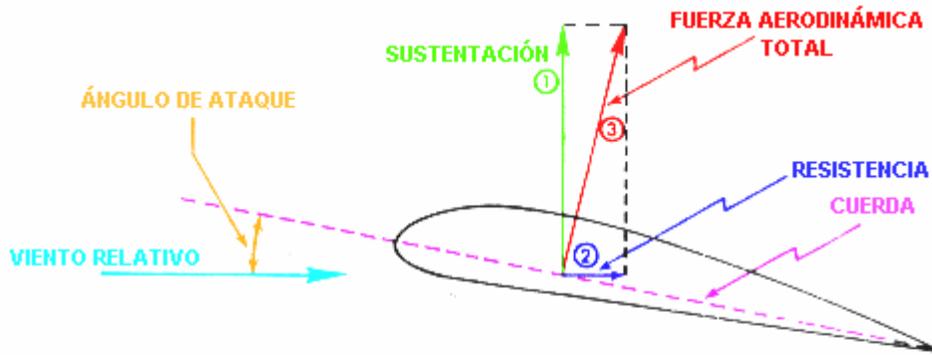


FIGURA 1.7

Una presión muy alta se genera en el punto de impacto. Normalmente el área de alta presión se localiza en la porción más baja del perfil, dependiendo del ángulo de ataque.

Esta área de alta presión contribuye a las fuerzas producidas por la pala. La figura muestra también, líneas que ilustran como el flujo de aire se desplaza por arriba y por abajo del perfil. Note que el flujo de aire es deflectado hacia abajo, y si recordamos la tercera Ley de Newton, "cada acción tiene una reacción opuesta", se generará una fuerza hacia arriba también. Esta fuerza se suma a la fuerza total aerodinámica. A muy bajos ángulos de ataque esta fuerza puede ser muy baja o nula. La forma del perfil genera baja presión sobre el mismo de acuerdo al Principio de Bernoulli. La diferencia de presión entre la parte superior del perfil (extrados) y la inferior (intrados) es bastante pequeña, alrededor del 1 %, pero aplicada a lo largo de la pala de un rotor es bastante significativa.



FUERZAS ACTUANTES SOBRE UN PLANO AERODINÁMICO

FIGURA 1.8

La fuerza total aerodinámica, algunas veces llamada fuerza resultante, puede ser dividida en dos componentes, que son la sustentación y la resistencia. La sustentación actúa en forma perpendicular al viento relativo. La resistencia es la fuerza que se opone al movimiento de un cuerpo (perfil) en el aire.

Muchos factores contribuyen a la sustentación total generada por un perfil. El incremento de velocidad causa un aumento de sustentación debido a la diferencia de presiones entre el extrados y el intrados. La sustentación se incrementa con el cuadrado de la velocidad, así, una pala con una velocidad de 500 (adimensional). Genera 4 veces más sustentación que una que vuela a 250. La sustentación varía con la superficie que tenga la pala. Un área de 100 pies cuadrados generará el doble de sustentación que otra de 50. Por supuesto, el ángulo de ataque tiene su importancia en la generación de sustentación como así también la densidad del aire. Normalmente, un aumento de la sustentación generará un aumento de la resistencia. Por lo tanto, cuando se diseña un perfil se toman en cuenta todos estos factores y se realiza para que tenga el mejor desempeño en el rango de velocidades en que se vaya a mover.

RESISTENCIA

La Resistencia es la fuerza que se opone al movimiento del helicóptero en el aire. La resistencia total que se opone al movimiento de una aeronave es la suma de: La resistencia del perfil, la resistencia inducida y la resistencia parásita. La resistencia total es primariamente función de la velocidad. La velocidad que teóricamente produce la resistencia total más baja determina la velocidad de mejor rango de ascenso, el mínimo rango de descenso para la auto rotación y la máxima velocidad de mejor autonomía.

La siguiente figura nos muestra un cuadro de las diferentes resistencias en función de la velocidad.

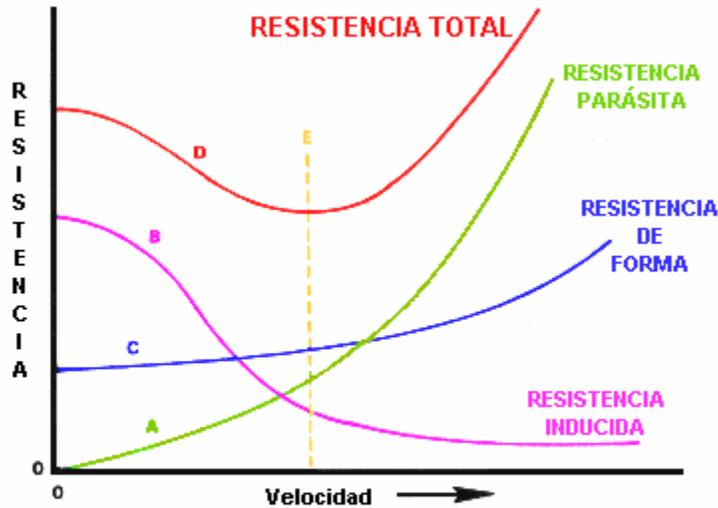


GRÁFICO RESISTENCIA/VELOCIDAD

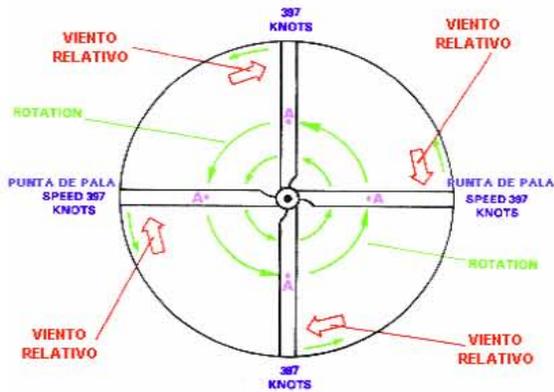
FIGURA 1.9

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

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

La resistencia parásita es la producida por todos aquellos componentes no generadores de sustentación. La curva "A" en el diagrama muestra la resistencia parásita, que es muy baja a bajas velocidades y aumenta con la velocidad. La curva "B" muestra la resistencia inducida que decrece con la velocidad. En estacionario esta resistencia es muy alta. La curva "C" es la resistencia del perfil o de forma aumentando muy poco con el aumento de la velocidad. La curva "D" muestra la resistencia total que es la suma de las otras tres. Ahora se puede identificar el punto más bajo de esta curva, y transportándolo sobre el eje de las velocidades, se obtendrá una velocidad, la cual es: la de mayor autonomía, la de mejor rango de ascenso y la de mínimo rango de descenso en auto rotación.

VELOCIDAD DEL ROTOR



VELOCIDAD DE LAS PALAS EN ESTACIONARIO

FIGURA 1.10

Durante el vuelo estacionario, el flujo de aire sobre las palas es producido por el giro del rotor del helicóptero. La figura 1.10 muestra un típico sistema de rotor. Siendo speed la velocidad, y knots los kilo-nudos.

La velocidad cercana a la raíz es menor que en la punta.



DISTRIBUCIÓN DE LA SUSTENTACIÓN
SOBRE PALAS CON Y SIN TORSIÓN

FIGURA 1.11

Por eso las palas de los helicópteros son construidas con una "Torsión" (torsión "Twist"), diseñándolas con un ángulo de ataque mayor en la raíz que en las puntas.

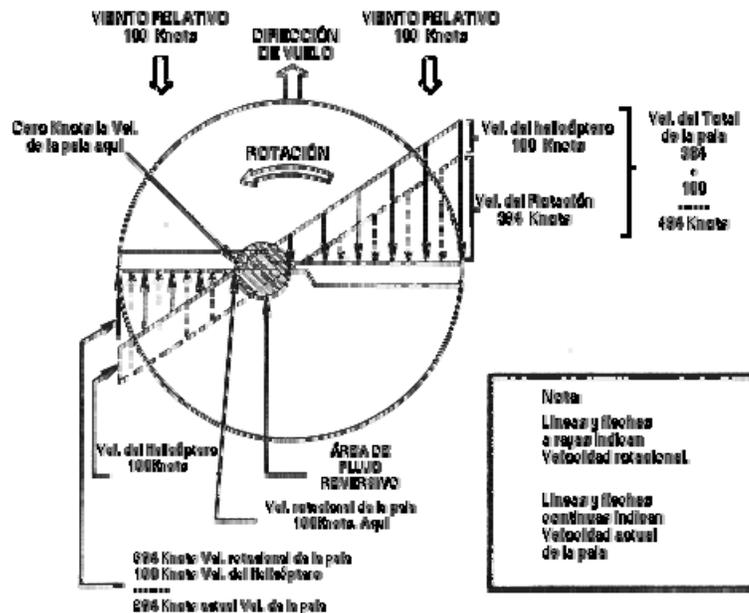
Logrando con esto una distribución de la sustentación mas uniforme desde la raíz hacia la puntera. La figura 1.11 compara la distribución de la sustentación en una pala con torsión a otra sin ella.

DISIMETRÍA DE LA SUSTENTACIÓN

La disimetría de la sustentación sobre el rotor de un helicóptero se debe a la diferencia de sustentación entre la mitad del rotor que avanza y la mitad que retrocede.

La pala que pasa por el rotor de cola y avanza hacia adelante por el lado derecho del helicóptero (es un giro en contra de las agujas del reloj, helicópteros Standard, no así los helicópteros franceses) tiene un incremento de velocidad la cual alcanza su máxima a los 3/4 del giro. Luego, a partir de ese lugar hacia la nariz del helicóptero la pala va perdiendo velocidad. A partir de aquí la pala va perdiendo velocidad obteniendo la mínima a los 90° a la izquierda y luego comienza nuevamente a ganar velocidad.

La siguiente figura muestra las diferentes velocidades que alcanza la pala a lo largo de una revolución. Notando también la parte circular sombreada llamada "Área de Flujo Reverso".



DISIMETRÍA DE LA SUSTENTACIÓN

FIGURA 1.12

La velocidad en el extremo de esta zona es de cero nudos, dentro de esta zona el aire se mueve desde el borde de fuga hacia el borde de ataque. Desde el extremo de esa zona hacia la punta de la pala la velocidad aumenta hasta 294 Knots (Kilo nudos) (en el ejemplo).

A una velocidad de 100 Kts (abreviación de Knots). del helicóptero, como en el ejemplo, existe una diferencia de 200 Kts. entre la pala que avanza y la que retrocede. Puesto que la sustentación se incrementa con el cuadrado de la velocidad, una potencial variación de la sustentación existe entre la zona del rotor que avanza con la zona que retrocede. Esta diferencia de sustentación debe ser controlada sino, un helicóptero sería incontrolable (volcaría hacia la izquierda, como lo comprobó prácticamente de la Cierva).

Los únicos factores que varían son la velocidad y el ángulo de ataque, factores que deben compensarse entre ellos para derrotar la disimetría de la sustentación.

Dos factores, las RPM del rotor y la velocidad del helicóptero, controlan la velocidad de la pala en vuelo hacia adelante (pensando solo en el vuelo hacia adelante), ambos factores variables en alguna proporción, debiendo mantenerse en ciertos valores operativos.

Análisis¹³

Objetivo

Explicar las principales circunstancias que restringen el diseño de un helicóptero, para obtener así un panorama mas amplio de él mismo.

Teoría de la Cantidad de Movimiento | (Vuelo axial)

La Teoría de la Cantidad de Movimiento (**TCM**) descrita por la Mecánica de Fluidos en la cual se estudia Masa, Energía y Movimiento, nos dan una oportunidad directa del estudio de un **ROTOR** en vuelo axial. Ésta teoría fue introducida en 1878 por W. Fraude.

Explicaremos la Teoría definiendo las siguientes cuestiones:

Disco Actuador de espesor infinitesimal e infinitas palas (hipótesis de axil simetría). A través de éste se produce un salto de presiones las cuales son las causantes del empuje del **ROTOR**, en lengua anglosajona THRUST; desde ahora en adelante será T.

El Disco Actuador será el encargado de soportar todo el empuje ejercido por las palas del rotor, así como la fricción del aire y sus diferentes acciones sobre él.

Entrando con las leyes de conservación tenemos que definir las siguientes reglas.

Problema axil simétrico.

¹³ Los análisis fueron obtenidos de los libros de: HELICOPTEROS Y AERONAVES DIVERSAS, y de PRINCIPLES OF HELICOPTER AERODYNAMICS.

Flujo unidimensional.
 Cuasi-estacionario.
 Incompresible.
 No viscoso.
 No existe rotación de estela.
 No actúan fuerzas externas sobre el fluido aguas arriba ni abajo.

El éxito de la TCM es que los datos de partida son muy básicos y fáciles de obtener: Densidad del aire, peso del helicóptero, superficie del Rotor y velocidad del rotor relativa al aire en el infinito.

En este punto definiremos a la **VELOCIDAD INDUCIDA** (v_i) como el campo vectorial no estacionario del fluido que actúa sobre el Rotor.

Las variables a continuación están definidas en la sección de Simbología (Pág.....5).

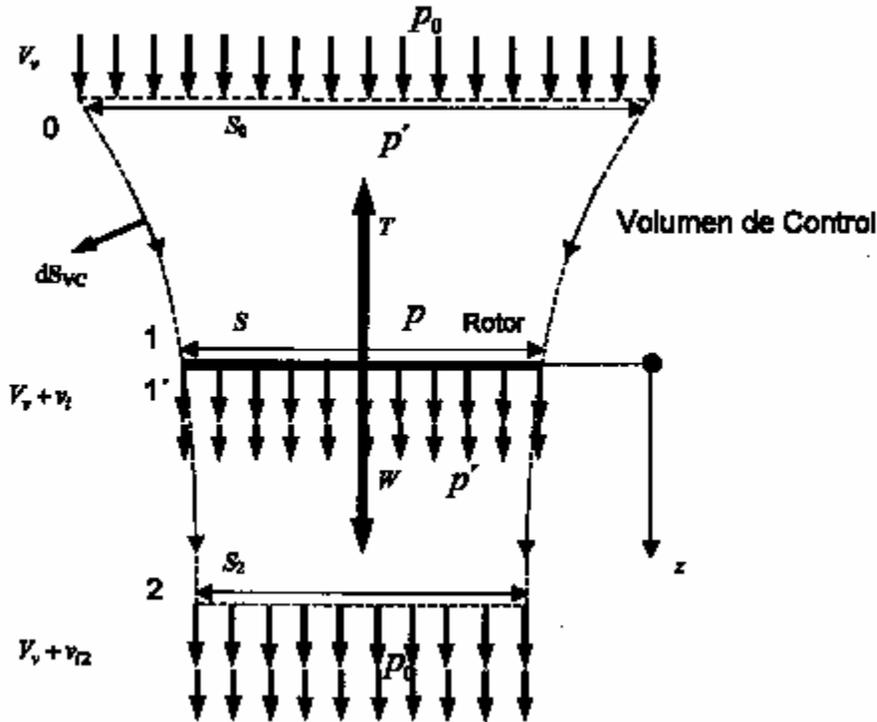


FIGURA 1.13¹⁴

Leyes de conservación:

Masa:

¹⁴ HELICOPTEROS Y AERONAVES DIVERSAS pág. 2 y capítulo 2

$$\iint_{S_{vc}} \rho \cdot V \cdot dS_{vc}$$

ρ : densidad del aire
 V : velocidad del fluido.

Cantidad de Movimiento:

$$F = \iint_{S_{vc}} p \cdot dS_{vc} + \iint_{S_{vc}} (\rho \cdot V \cdot dS_{vc}) \cdot V$$

p : Presión local del fluido
 F : Fuerza neta sobre el fluido

Energía (no se consideran energía potencial ni interna):

$$E = \iint_{S_{vc}} \frac{1}{2} (\rho \cdot V \cdot dS_{vc}) |V|^2$$

E : Potencia comunicada al fluido.

Aplicando estas leyes a nuestro volumen de control nos da lugar a:

$$-T = F$$

$$|F| = T$$

Resultando de estas igualaciones:

$$T = \rho S_2 (V_v + v_{i2})^2 - \rho S_0 (V_v)^2$$

$$T = \dot{m} v_{i2}$$

Este caso es ideal por el que no se consideran la resistencia aerodinámica del fluido (no existe rotación de la estela). Se define a la Potencia comunicada al Rotor por la planta motriz, que a su vez se traduce en aumento de la energía cinética del fluido.

POTENCIA IDEAL.

Se obtiene de:

$$P_i = E$$

$$P_i = \frac{1}{2} \rho S_2 (V_v + v_{i2})^3 - \frac{1}{2} \rho S_0 (V_v)^3 = \frac{1}{2} \dot{m} [(V_v + v_{i2})^2 - V_v^2]$$

Manipulando un poco las ecuaciones podemos obtener lo siguiente:

$$P_i = T(V_v + v_i) = \frac{1}{2} \dot{m} [2V_v + v_{i2}]$$

$$P_i = \dot{m} v_{i2} (V_v + v_i) = \frac{1}{2} \dot{m} v_{i2} [2V_v + v_{i2}] \Rightarrow V_v + v_i = V_v + \frac{v_{i2}}{2} \Rightarrow v_{i2} = 2v_i$$

Este es uno de los resultados mas relevantes de la TCM ya que no define que existe una relación entre la velocidad inducida aguas arriba y aguas abajo (hablando de vuelo axial), en términos de estela nos dice la relación de la contracción de la estela.

De lo cual podemos simplificar nuestras ecuaciones a las siguientes dos:

$$T = 2\dot{m}v_i = 2\rho S v_i (V_v + v_i) \quad (1)$$

$$P_i = 2\dot{m}v_i(V_v + v_i) = 2\rho S v_i (V_v + v_i)^2 \quad (2)$$

La TCM junto con la Ecuación de Bernoulli (conservación de la presión de remanso) nos permite obtener la relación entre el salto de presiones que produce el rotor y la velocidad inducida.

Es de considerarse que para aplicar la Ecuación de Bernoulli tenemos que considerar el fluido en secciones ya que aplicaremos aguas arriba y aguas abajo dependiendo del caso de análisis y tendremos las siguientes ecuaciones:

$$p_0 + \frac{1}{2} \rho V_v^2 = p + \frac{1}{2} \rho (V_v + v_i)^2 \quad (3)$$

$$p' + \frac{1}{2} \rho (V_v + v_i)^2 = p_0 + \frac{1}{2} \rho (V_v + v_{i2})^2$$

Considerando que la presión aguas abajo es igual a la presión atmosférica. Esta teoría es muy controvertida ya que se supone que existe una presión ejercida por el helicóptero y debería ser mayor a la atmosférica, pero es una consideración demasiado acertada y facilita las ecuaciones.

$$p - p_0 = -\rho v_i \left(V_v + \frac{1}{2} v_i \right)$$

$$p' - p_0 = \rho v_i \left(V_v + \frac{3}{2} v_i \right)$$

$$p' - p = \rho v_i \left(V_v + \frac{3}{2} v_i + V_v + \frac{1}{2} v_i \right) = 2\rho v_i (V_v + v_i)$$

$$p' - p = \frac{T}{S} = 2\rho v_i (V_v + v_i)$$

Ésta última expresión nos da una relación esperable entre el salto de presiones a través del rotor y la tracción por unidad de superficie del Rotor, se le conoce como Carga Discal y es un parámetro de los más importantes para el diseño de un helicóptero.

Una de las más conocidas características del helicóptero es el Vuelo a Punto Fijo, la cual nos dice que su velocidad de vuelo es cero y solo existen las velocidades inducidas capaces de mantener al aeronave en estabilidad aparente. Considerando esto las ecuaciones se reducen de manera notable y dan lugar a unas nuevas variables de suma importancia.

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho S}} \quad (4)$$

$$P_i = T \sqrt{\frac{T}{2\rho S}} \quad (5)$$

En este caso la contracción de la estela quedaría establecido por:

$$p - p_0 = -\rho \frac{1}{2} v_{i0}^2$$

$$p' - p_0 = \rho \frac{3}{2} v_{i0}^2$$

$$p - p_0 = -\frac{1}{4} \frac{T}{S}$$

$$p' - p_0 = \frac{3}{4} \frac{T}{S}$$

Como vemos en estas ecuaciones vemos que la depresión de la cara superior del Rotor es un 25% de la Carga Discal, mientras que la presión de la cara inferior del Rotor es del 75%.

Para tener un uso más sencillo en el manejo de estas ecuaciones se adimensionalizarán las mismas con las unidades conocidas en el vuelo a punto fijo.

$$\frac{T}{2\rho S v_{i0}^2} = \frac{1}{2\rho S v_i^2} 2\rho S v_i (V_v + v_i) = 1 \Rightarrow \bar{v}_i (\bar{V}_v + \bar{v}_i) = 1 \quad (6)$$

$$\frac{P_i}{2\rho S v_{i0}^3} = \frac{1}{2\rho S v_i^3} 2\rho S v_i (V_v + v_i)^2 = \bar{P}_i \Rightarrow \bar{v}_i (\bar{V}_v + \bar{v}_i)^2 = \bar{V}_v + \bar{v}_i = \frac{1}{\bar{v}_i} \quad (7)$$

Estas ecuaciones en los textos se denomina Ecuación fundamental de la TCM para vuelo axial ascendente.

Sacando una solución analítica de estas ecuaciones se obtiene:

$$\bar{v}_i = \frac{1}{2} \left(\sqrt{4 + \bar{V}_v^2} - \bar{V}_v \right) \quad (8)$$

$$\bar{P}_i = \frac{1}{2} \left(\sqrt{4 + \bar{V}_v^2} + \bar{V}_v \right) \quad (9)$$

COEFICIENTES:

Aeronáuticamente hablando existen dos coeficientes de suma importancia para el estudio del vuelo y diseño del helicóptero, el coeficiente de Potencia y Par (C_Q) y Tracción (C_T).

Para obtener estos coeficientes es necesario introducir las correspondientes unidades de cada magnitud, unidades que han de ser constantes.

$$T_u = \rho S (\Omega R)^2 [\text{N}]$$

$$P_u = \rho S (\Omega R)^3 [\text{w}]$$

Resultando los coeficientes adimensionales :

$$C_T = \frac{T}{T_u} = \frac{T}{\rho S (\Omega R)^2} \quad (10)$$

$$C_Q = \frac{P}{P_u} = \frac{P}{\rho S (\Omega R)^3} \quad (11)$$

Definiremos en primera instancia el término de Molinete Frenante, es la condición de cuando el Rotor frena su caída, manteniéndolo en una situación de caída constante, mediante la extracción de energía del fluido.

$$T = 2\dot{m}v_i = -2\rho S v_i (V_v + v_i) \quad (12)$$

$$P_i = 2\dot{m}v_i (V_v + v_i) = -2\rho S v_i (V_v + v_i)^2 \quad (13)$$

Adimensionalizando:

$$\bar{v}_i(\bar{V}_v + \bar{v}_i) = -1 \quad (14)$$

Ecuación fundamental del Molinete Frenante. Para la potencia extraída del fluido.

$$\bar{P}_i = -\bar{v}_i(\bar{V}_v + \bar{v}_i)^2 = \bar{V}_v + \bar{v}_i \quad (15)$$

Estas ecuaciones del Molinete Frenante son válidas para un intervalo de $V_v \langle -2v_i$, en el intervalo de $-2v_i \langle V_v \langle 0$ se le conoce como Anillos Turbillonarios y Estela Turbulenta; Imposible aplicar la TCM ya que no existe un volumen de control definido para ese caso.

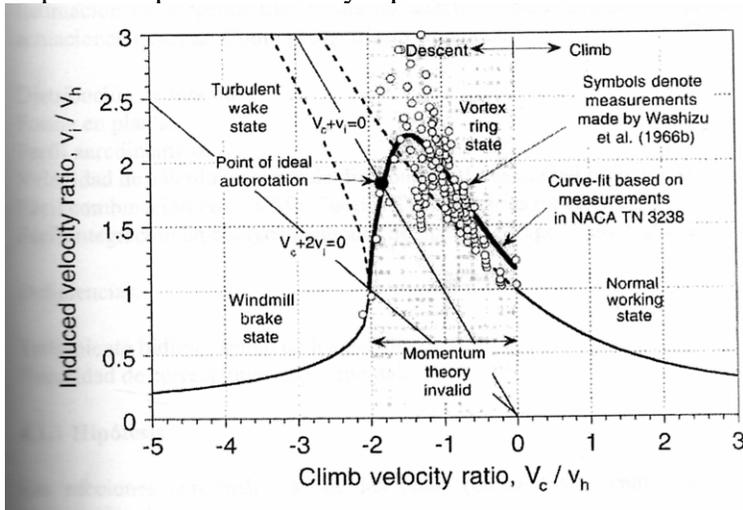


FIGURA 1.14¹⁵

Es un estado opcional de descenso del Rotor, en el caso de la auto rotación axial ideal, el helicóptero descendiendo a velocidad axial constante de tal forma que, para una tracción idéntica al peso, existe un balance energético donde la energía que necesita el Rotor para generar la tracción que mantenga el equilibrio dicho se obtiene de la extracción de energía del fluido. En esta situación el Rotor actúa como un Disco Resistente, que descende a velocidad constante.

Desde el Punto de vista del diseño es importante ya que el Piloto en caso de fallo del motor, podría descender a una velocidad controlada (constante).

¹⁵ HELICOPTEROS Y AERONAVES DIVERSAS, pág. 7 y capítulo 3

$$T = W = D = \frac{1}{2} \rho S C_d V_v^2 = 2 \rho S v_{i0}^2 \quad (16)$$

Resultando:

$$|\bar{V}_v| = \sqrt{\frac{4}{C_d}} \quad (17)$$

siendo C_d el coeficiente de resistencia aerodinámica.

El coeficiente de resistencia para un disco plano con velocidad perpendicular a si mismo toma un valor entorno a 1.28, de forma que la velocidad de descenso resultante de esta analogía es:

$$\bar{V}_v = 1.732$$

Teoría del Elemento de Pala (vuelo axial)

La Teoría del Elemento de Pala **TEP** es el paso teórico siguiente a la hora de modelar el comportamiento del Rotor. Nos va a dar estimaciones de las distribuciones radiales y azimutales de las cargas aerodinámicas sobre las palas del Rotor; Actuaciones del Rotor por integración de la contribución de cada sección incluyendo Potencia Parásita; Estimaciones de la geometría de las palas del Rotor:

Distribución de Torsión.

Forma en Planta.

Perfil Aerodinámico.

Velocidad de cálculo en casos de distribución de velocidades inducidas simplificadas.

Fácil combinación con TCM y Teorías Turbillonarias de estela.

Fácil integración en códigos generales de Diseño.

Deficiencias

Tratamiento bidimensional de los perfiles.

Necesidad de correcciones experimentales.

Los efectos de la velocidad inducida se tienen en cuenta por efecto de una variación de los ángulos de ataque de cada elemento de pala en y sus velocidades relativas.

La velocidad relativa presenta las siguientes contribuciones.

Velocidad de rotación: Ωr

Velocidad axial de vuelo: V_v

Velocidad inducida: v_i

Las velocidades relativas son consideradas de un plano por lo que a cada sección la veremos analizada en sus componentes desglosándolas en el plano.

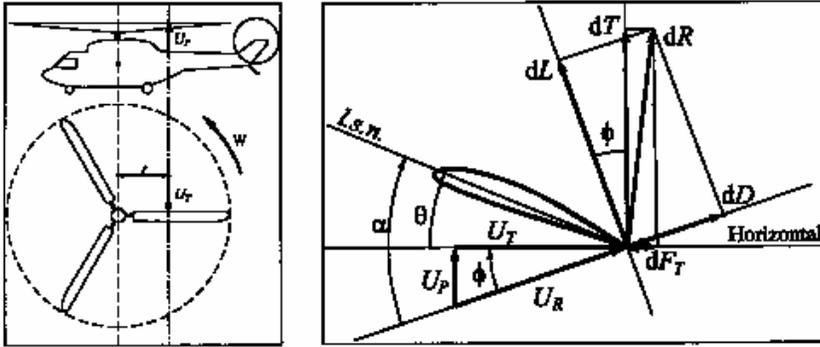


Fig. 4.1. Visualización de las velocidad relativa al perfil. En una situación normal de vuelo social (a punto fijo o ascension) componente de velocidad $U_P > 0$ incidirá de arriba a abajo sobre el plano horizontal (ver TCM). En la figura (derecha) se representa la configuración de autogiro.

FIGURA 1.15¹⁶

Velocidad tangencial:

$$U_T(r) = \Omega r \quad (18)$$

Velocidad normal:

$$U_P(r) = -[V_v + v_i(r)] \quad (19)$$

Velocidad resultante:

$$U_R(r) = \sqrt{U_T(r)^2 + U_P(r)^2} \quad (20)$$

Coefficiente de velocidad normal:

$$\lambda(r) = \frac{U_P(r)}{\Omega R} = -\frac{V_v + v_i(r)}{\Omega R} \quad (21)$$

Ángulo inducido (o de incidencia de corriente):

$$\phi(r) = \arctan \frac{U_P(r)}{U_T(r)} = -\arctan \frac{V_v + v_i(r)}{\Omega r} \quad (22)$$

Ángulo de paso:

¹⁶ HELICOPTEROS Y AERONAVES DIVERSAS, pág. 2 y capítulo 4

$\theta(r)$

Ángulo de ataque:

$$\alpha(r) = \theta(r) + \phi(r) = \theta(r) - \arctan \frac{V_v + v_i(r)}{\Omega r} \quad (23)$$

En un principio todas las variables anteriores dependen de la posición radial r . En la TEP también es analizable la Sustentación y la Resistencia, sin tener en cuenta el momento aerodinámico aún.

Sustentación:

$$dL(r) = \frac{1}{2} \rho U_R(r)^2 c(r) c_l(r) dr \quad (24)$$

Resistencia:

$$dD(r) = \frac{1}{2} \rho U_R(r)^2 c(r) c_d(r) dr$$

Al proyectar las componentes horizontal y vertical de las fuerzas aerodinámicas nos da lugar a lo componente de tracción y de fuerza tangencial.

Tracción:

$$dT(r) = \cos[\phi(r)]dL(r) + \sin[\phi(r)]dD(r) \quad (25)$$

Fuerza tangencial:

$$dF_T(r) = -\sin[\phi(r)]dL(r) + \cos[\phi(r)]dD(r) = dF_{Ti}(r) + dF_{T0}(r) \quad (26)$$

La primera parte de la ecuación 26 se le denomina fuerza tangencial inducida ya que como se ve es producida por la sustentación mientras que la segunda parte es la fuerza tangencial parásita que es causa de la resistencia aerodinámica del perfil.

Existe una pequeña hipótesis utilizada para simplificar las ecuaciones anteriores diciendo que nuestro ángulo de ataque es notablemente pequeño por lo que las ecuaciones se pueden definir como:

$$\phi(r) \cong -\frac{V_v + v_i(r)}{\Omega r}$$

por lo tanto

$$\cos[\phi(r)] \cong 1 \quad (27)$$

Considerando la expresión 27 en la expresión de la velocidad total tenemos:

$$U_P(r)U_T(r) \Rightarrow U_R(r)^2 \cong U_T(r)^2 = (\Omega r)^2 \quad (28)$$

Adicionalmente también considerando pequeña a la resistencia frente a la sustentación tenemos:

$$dT(r) \cong dL(r) \quad (29)$$

$$dF_T \cong -\phi(r)dL(r) - dD(r) \quad (30)$$

Si ahora se considera un perfil con polar parabólica (sustentación lineal):

$$c_l(r) = a(r)\alpha(r) \quad (31)$$

válido mientras el ángulo de ataque sea pequeño

$$c_d(r) = \delta_0(r) + \delta_1(r)\alpha(r) + \delta_2(r)\alpha(r)^2 \quad (32)$$

Sustituyendo las características de las expresiones en la ecuación 29 y considerando todas las palas (b) tenemos:

$$dT(r) = \frac{1}{2} b \rho (\Omega r)^2 a(r) [\theta(r) + \phi(r)] c(r) dr \quad (33)$$

de igual manera en la fuerza tangencial

$$dF_{Ti}(r) = -\phi(r)dT(r) \quad (34)$$

$$dF_{T0}(r) = dD(r) = \frac{1}{2} b \rho (\Omega r)^2 c_d(r) c(r) dr \quad (35)$$

Conocida esta fuerza es posible saber de inmediato cual es el par necesario para poder vencer esta fuerza tangencial, el par resultante será el aplicado al eje del rotor para vencer la fuerza tangencial.

$$dQ(r) = r dF_T(r) \quad (36)$$

En la teoría se definen parámetros adimensionales como:

Solidez local:

$$\sigma(r) = \frac{bc(r)}{\pi R} \quad (37)$$

Radio adimensional:

$$x = \frac{r}{R} \quad (38)$$

Como se ve en el caso de la solidez es un parámetro que nos indica la relación de superficie diferencial ocupada por la pala en la posición radial r y la superficie total del rotor en esa posición radial.

Para el caso de los coeficientes de tracción, potencia y par se definen de la misma manera que en la TCM pero con sus correspondientes ecuaciones en función de r .

Combinación de la TCM y la TEP BEPT (vuelo axial)

Como se vio en lo anterior la TEP no permite por si sola la determinación de los coeficientes de Tracción y Par/Potencia ya que aparece como incógnita la velocidad inducida, en este punto es donde la TCM puede proporcionar la valiosa información si se adoptan las hipótesis correctas.

La hipótesis que se adopta para ambas teorías son:

Leyes de conservación de Masa, Cantidad de Movimiento y Energía son aplicables a tubos de corriente de espesor diferencial dr .

No existe interacción mutua entre tubos de corriente. Se considera por tanto que el movimiento fluido entorno a cada elemento de pala es básicamente bidimensional.

La contribución del término de presión en las paredes laterales del tubo de corriente diferencial, en la ecuación de cantidad de movimiento aplicada a cada tubo de corriente es despreciable.

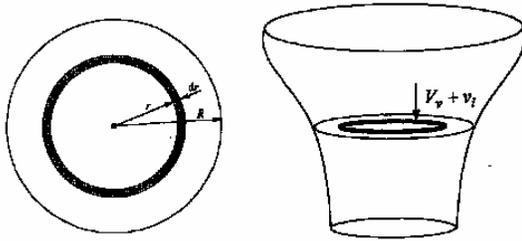


Fig. 5.1. Tubo de corriente de espesor diferencial al que se aplican las Leyes de Conservación de Masa, Cantidad de M
Energía, bajo las hipótesis mencionadas en el apartado 5.1.1.

FIGURA 1.16¹⁷

El gasto másico a través del anillo del rotor perteneciente al tubo diferencial es :

$$d\dot{m}(r) = \rho 2\pi r [V_v + v_i(r)] dr \quad (39)$$

El incremento de la Cantidad de Movimiento será.

$$dT(r) = d\dot{m}(r) 2v_i(r) = 4\rho\pi r v_i(r) [V_v + v_i(r)] dr \quad (40)$$

La expresión 40 recibe el nombre de Ecuación Froude-Finsterwalder.

Las expresiones de tracción de la TEP y la de la TCM pueden igualarse dando lugar a:

$$dT(r) = 4\rho\pi r v_i(r) [V_v + v_i(r)] dr = \frac{1}{2} \rho b (\Omega R)^2 c_l(r) c(r) dr \quad (41)$$

Manejando las ecuaciones y adimensionalizandolas con el factor $(\Omega R)^2$ llegamos a la ecuación fundamental de la BEMT:

$$\frac{v_i(x)}{\Omega R} \frac{V_v + v_i(x)}{\Omega R} = \frac{a(x)\sigma(x)}{8} \left[x\theta(x) - \frac{V_v + v_i(x)}{\Omega R} \right] \quad (42)$$

La ecuación 42 tiene solución analítica:

$$\frac{v_i(x)}{\Omega R} = \frac{1}{2} \left(- \left(\frac{V_v}{\Omega R} + \frac{a(x)\sigma(x)}{8} \right) + \sqrt{\left[\frac{V_v}{\Omega R} + \frac{a(x)\sigma(x)}{8} \right]^2 + \frac{a(x)\sigma(x)}{2} \left(x\theta(x) - \frac{V_v}{\Omega R} \right)} \right) \dots (43)$$

De aquí se puede obtener la distribución de ángulos inducidos y la distribución de ángulos de ataque:

$$\phi(x) = - \frac{1}{x} \frac{V_v + v_i(x)}{\Omega R} \quad (44)$$

¹⁷ HELICOPTEROS Y AERONAVES DIVERSAS, pág. 2 y capítulo 5

$$\alpha(x) = \theta(x) + \phi(x) \quad (45)$$

Obtención de los coeficientes de Tracción, Par y Potencia Globales del Rotor, capaces de dar un valor adimensional:

$$C_T = \int_0^1 \frac{\sigma(x)a(x)}{2} \left[\theta(x) - \frac{1}{x} \frac{V_v + v_i(x)}{\Omega R} \right] x^2 dx \quad (46)$$

$$C_{Qi} = \int_0^1 \phi(x) x dC_T(x) \quad (47)$$

$$C_{Q0} = \int_0^1 \frac{\sigma(x)c_d(x)}{2} x^3 dx \quad (48)$$

1.2.3 SOFTWARE A UTILIZAR

Para el diseño físico se usó el programa CAD con nombre SOLIDWORKS por su facilidad de crear objetos en 3D y de animar articulaciones dentro del mismo.

Para los cálculos la herramienta informática que utilice es MATLAB y TEXAS INSTRUMENT.

Paquetería en general haciendo un énfasis al programa de hojas de cálculo EXCEL.

WINDOWS Media Player como visualización de la animación.

Power Point para la presentación de esta tesis.

CAPÍTULO 2

Introducción

Se hará un análisis de los parámetros a estudio dando una primera aproximación de las necesidades del helicóptero, concluyendo después con el análisis para obtener las características y selecciones del helicóptero final..

PESO

Sin lugar a dudas es el parámetro fundamental de que nos define las capacidades de la aeronave, en primer lugar manejemos parámetros ya conocidos de antemano.

Se sabe cuantos pasajeros llevará la aeronave, el peso promedio de pasajero es de 70Kg., hablando en normatividad empleada por la FAR, aquí empezamos a diferir ya que el objetivo de este trabajo es el hacer un helicóptero para enseñarle, a cualquier tipo de persona, el funcionamiento real de un helicóptero, por lo que tomaremos en cuenta que el peso promedio de los pasajeros será de 100Kg.

En segundo sabemos que nuestra ciudad se encuentra a 2,500 m sobre el nivel del mar, esta aeronave funciona mediante el aire impulsado por el rotor principal y como es de suponerse la densidad del aire es función de la altura, así que en nuestro caso tendremos que considerar factores críticos de vuelo. Por otra parte el helicóptero debe ser capaz de sobre volar las montañas cercanas a la ciudad de México por ejemplo el Popocatepetl que tiene 5,450 m sobre el nivel del mar (msnm). Este ya es un parámetro conocido hasta este momento.

El diseño del helicóptero depende de las condiciones de misión que le demos, por ejemplo vamos a tener que definir el radio máximo de alcance de vuelo para poder definir la capacidad del combustible y así sacar el peso del mismo. Así que mi selección de vuelo lo haré en función de vuelo de la Ciudad de México a la Ciudad de Acapulco. Tenemos una distancia entre las dos ciudades de 350 Km. por lo que redondearemos con 400 Km. por los efectos de despegue, cambio de dirección debido a las ráfagas de viento y la pérdida de la eficiencia por la humedad. Con estos términos estamos hablando que nuestro helicóptero será capaz de volar a una altura de 5, 000m y una distancia máxima de 400 Km. Claro que el helicóptero tendrá una altura de vuelo óptimo para su máximo desplazamiento con el menor combustible.

Regresando a los pesos de nuestro helicóptero tenemos: el peso del fuselaje el cual se dará con el diseño preliminar de él, después el peso del combustible, el peso de nuestro motor, el peso de las flechas de transmisión, las palas de los rotores, los elementos de control, el embrague, la caja de distribución, los asientos y misceláneos.

La capacidad de nuestro tanque de combustible será de 74 lt teniendo un peso del combustible de 50 Kg. Este dato no es calculado por pura casualidad resulta que nuestros motores de gasolina estándar tienen una relación de gasto distancia de 10 Km. por litro de combustible, como el helicóptero esta sujeto en otras condiciones que no son para las que

fue diseñado el motor se toma un promedio de consumo de 7 Km. por litro, dejando en el tanque una reserva de 24 lt por lo antes dicho de que nuestro aeronave es de uso didáctico.

Los asientos tendrán un peso aproximado de 10 Kg. cada uno, entonces el peso será de 20 Kg. Tendrá una capacidad de carga adicional de 20 Kg.

Los controles y misceláneos serán una aproximación de 10 Kg. Esto da un resultado hasta el momento de 300 Kg. En este punto hay que tomar en cuenta que nuestra aeronave será considerada ultraligera si no pasa de los 550 Kg. en peso total al despegue lo que deja a diseñar un fuselaje y seleccionar un motor, flechas y palas no más de 200 Kg.

Hasta ahora, se tiene un helicóptero de peso máximo de 500 Kg en total por lo que ya hay un valor total del peso. Este peso será variable durante el vuelo ya que en medida de que el combustible empieza a usarse, la masa disminuye.

Con esto se tiene definido el peso, alcance y por ultimo queda definir los patrones de velocidad máxima horizontal, esta velocidad estará en función, de que en las puntas de pala no excedan los valores superiores al 0.7 Mach, ya que en valores mas altos empieza a provocar perturbaciones en el movimiento y ondas de compresibilidad grandes.

Se manejará en un inicio una velocidad máxima de 90-140 Km./hr la cual puede ser variable ya que en función de esta podemos reducir o aumentar el diámetro del rotor. Pero para hacer una estimación se tomará así por el momento. La otra velocidad que falta es la velocidad ascensorial, esta, está en función de la potencia del motor es de suma importancia ya que mientras el helicóptero ascienda lo más rápido posible será un helicóptero capaz de librar obstáculos (edificios , montañas. Antenas, etc.), con gran rapidez.

Como resumen de lo antes dicho esta aquí una tabla de los valores declarados anteriormente.

PESO MÁXIMO AL DESPEGUE	500	Kg
RADIO MÁXIMO	400	Km
ALTURA MÁXIMA	5,000	m
VELOCIDAD MÁXIMA DE VUELO HORIZONTAL	90-140	Km/hr

2.1 AERONAVES SEMEJANTES EN EL MERCADO¹⁸.

Existen diferentes helicópteros que pueden cumplir con parte de las especificaciones del helicóptero. En este apartado se desarrolla una lista con los diferentes helicópteros realizados hasta el 2003 (debido a que la base de datos es obtenida hasta esa fecha).

AMERICAN SPORTSCOPTER ULTRASPORT

Pasajeros: monoplaza y biplaza.

Prototipo versión 254-331 primer vuelo realizado el 24 de Julio de 1993.

Costo aproximado: US\$40,000.00

Diseño: Rotor de dos palas, rotor antipar de dos palas, clutch centrífugo, con su totalidad a 2000 rpm del motor y desembrague automáticamente.

Controles de vuelo: Palanca de paso colectivo, paso cíclico y pedales universal.

Potencia del motor: 50hp, motor de dos tiempos con un sistema dual de carburadores, capacidad normal de combustible 17 Lts.

Sistema eléctrico: Batería de 12V con un acoplamiento de un alternador de 14V.

Dimensiones Externas :

Diámetro del Rotor principal	6.40m
Cuerda media de la pala	0.17m
Diámetro del rotor antipar	0.76m
Cuerda media de la pala	0.05m
Longitud del fuselaje	5.84m
Ancho del fuselaje	2.44m
Altura	2.44m

Dimensiones internas:

Longitud de la cabina	1.32m
Ancho de la cabina	0.76m

Área:

Área media del rotor principal	32.2m ²
--------------------------------	--------------------

Pesos:

Peso en vacío	150kg
Peso de los equipos y combustible	145kg
Peso del Helicóptero	295kg

Velocidades:

¹⁸ J. JANES

Velocidad máxima	167km/h
Velocidad de crucero	105km/hr
Velocidad de ascenso	5.1m/s
Alturas de vuelo:	0-3600m
Radio de operación	240km
Duración de vuelo	3h

	Rotor principal	rotor antipar
Número de palas b	2	2
Cuerda $c[m]$	0.17	0.05
Diámetro [m]	6.40	0.76
Velocidad angular $\Omega R[rpm]$	-	-
Parámetro de torsión $\theta_1[^\circ]$ $\theta(x) = \theta_1 + x\theta_1$	-12	-8
Características aerodinámicas $cl=5.73 \alpha$	$c_d = \partial_0 = 0.01$	$c_d = \partial_0 = 0.01$
Parámetros en pérdida en punta de pala B	0.95	0,95

Los valores de $\theta_1[^\circ]$, $\theta(x) = \theta_1 + x\theta_1$, $c_d = \partial_0$ se toman como constantes para todos los helicópteros al igual que B.

La densidad es función de la altura y la temperatura así que esta es una aproximación

$$h \leq 11000m$$

$$\rho = 1.225(1 - 2.26 \times 10^{-5} h)^{4.25} \quad 19$$

Tomando una altura máxima de 5000m tenemos una densidad de 0.74 Kg./m³

Superficie del Rotor

$$S = \pi R^2 = 32.16m^2$$

Los cálculos fueron hechos en MATLAB ver Anexo 1.

¹⁹ HELICÓPTEROS Y AERONAVES DIVERSAS, APROXIMACIÓN EN CURSO

m/s

ans =

6.3773

>>

Potencia inducida en velocidad a punto fijo

Pi0 =

1.8449e+004

watts

ans =

1.8449e+004

>>

velocidad inducida adimensional para un vuelo asensorial

Warning: The value of local variables may have been changed to match the
globals. Future versions of MATLAB will require that you declare
a variable to be global before you use that variable.

> In C:\MATLAB6p5\work\vi_adim.m at line 4

cual es tu velocidad ascensorial máxima en "m/s": 5.1

Vv =

5.1000

Vv_adim =

0.7997

vi_adim =

0.6771

ans =

0.6771

DRAGON FLY

Pasajeros: biplaza.

Desarrollado originalmente por CARE Eletromechanica SpA; Dragon Fly lo modifíco y lo puso en prueba alrededor de los años 1991 y 1993 haciendo su producción en 1994 y termino ella en 1998. La versión es el modelo 333 y tenía propósitos civiles y de agricultura. Utiliza un sistema de dos palas para el rotor principal y el tipo de sección característica de la pala, es un NACA 0012, con una velocidad nominal del rotor de 520 rpm.

La estructura es una combinación de titanio con aleaciones de aluminio y diferentes compuestos para asegurar su ligereza y su protección contra la corrosión.

Potencia del motor 105hp cuatro cilindros de un motor de dos tiempos, con un sistema de doble inyección. Sistema de embrague centrífugo y capacidad de combustible de 64Lt.

Sistema eléctrico: Batería de 12V y generador de 12V y batería de 20Ah .

Dimensiones externas:

Diámetro del Rotor principal	6.7m
Diámetro del rotor antipar	1.12m
Distancia entre centros de rotores	3.95m
Longitud del fuselaje	5.56m
Altura del fuselaje	2.36m
Ancho del fuselaje	1.55m

Dimensiones internas:

Longitud de la cabina	1.11m
Ancho de la cabina	1.15m
Altura interna de cabina	1.13m

Áreas:

Área del Rotor principal	35.21m ²
Área del rotor antipar	0.99m ²

Pesos

Peso en vacío	260kg
Peso normal de despegue	450kg
Máximo peso al despegue	500kg
Peso de pago	120kg

Velocidad máxima	148km/h
Velocidad de crucero	125km/h
Velocidad máxima de ascenso	6.35m/s

Altura máxima	3050m
Rango de operación	300km
Duración de vuelo	2h

EAGLE'S PERCH NOALAN 51-HJ

Helicóptero bimotor de fabricación casera, diseñado por los hermanos Herb y Jack Noalan de Eagle's Perch Inc. Diseñado para fines de trabajo aéreo como: inspección de tuberías de petróleo, agricultura, ganadería, etc. El helicóptero se ensambla en 250 hrs.

Costo	US\$17,995
-------	------------

Uno de los motores es usado a una velocidad constante mientras que el otro es el que genera la diferencia de velocidad y potencia capaz de hacer subir el aeronave.

Motor	2 motores de 65hp Rotax 582 UL de dos tiempos y sistema de refrigeración.
-------	---

Dimensiones Externas:

Diámetro del Rotor principal	4.42m
Longitud	4.65m
Altura	2.46m

Pesos

Peso en vacío	258kg
Peso máximo al despegue	544kg

Velocidades:

Velocidad máxima	111km/h
Velocidad de ascenso	15.2m/s

Altura de servicio	3050m
--------------------	-------

ROVOLUTION MINI-500

Tipo: monoplaza

Replica a escala del diseño de McDonnell MD-500, vuela por primera vez en 1992, hasta 1999 su ensamble lleva de 60-70h

Costo: US\$32,000.00

Rotor de dos palas semi-rígidas, con una velocidad de giro de 550 rpm, construidas de aluminio , y dos palas en el rotor antipar construidas en aluminio con una velocidad del rotor de 2671 rpm.

La estructura esta hecha con tubo de acero y con cubierta de fibra de vidrio.

Motor: 67hp Rotax 582, capacidad de combustible de 55.6Lts
radio de transmisión de 53.6hp y acaba a 110hp.

Dimensiones Externas:

Diámetro del Rotor principal	5.84m
Cuerda de la pala	0.20m
Diámetro del rotor antipar	1.17m
Cuerda de la pala	0.10m
Longitud del fuselaje	5.49m
Longitud total	6.86m
Altura	2.51
Ancho	1.60m

Áreas:

Rotor principal	26.57m ²
-----------------	---------------------

Pesos:

Peso en vacío	220kg
Peso de carga	160kg
Máximo peso al despegue	381kg

Velocidades:

Velocidad máxima	193km/h
Velocidad de ascenso	5.6m/s

Altura de servicio:	3050m
---------------------	-------

Radio de operación	362km
--------------------	-------

Duración de vuelo	3h
-------------------	----

ENGINEERING SYATEM GEN H-4

Tipo: monoplaza ultraligero.

Diseñado y construido por Gennai Yanagisawa y volado por primera vez en el verano del 2000, esta compañía esta buscando el financiamiento y el certificado de la FAA para vender este helicóptero ultraligero. Tiene como expectativa de construcción un tiempo de 40h. Planeado para tener solo venta y mercado en los Estados Unidos de América.

Costo: US\$35,000.00

Diseño: Sistema bipala coaxial (no usa sistema antipar), estructura tubular de aleación de aluminio, tres ejes simples.

Motor: Motor de dos tiempos de doble cilindro y enfriamiento por aire, 10hp de empuje, capacidad de 18.9 Lts mezcla de combustible de 30:1 de gasolina de automóvil por aceite de dos tiempos.

Diámetro del Rotor	4.00m
Peso en vacío	125kg
Peso máximo al despegue	220kg
Máxima velocidad	90km/h
Velocidad de crucero	80km/h
Altura máxima	3000m
Duración de vuelo	30min-1h

HELI-SPORT CH-7 ANGEL

Tipo: monoplaza y biplaza

Desarrollado a través del modelo anterior CH-6 producido en 1986 en argentina por Augusto Cicare. Se adquirió después por Elisport en 1989, por una firma italiana de carros Marcello Gandini y renombrado como CH-7 Angel.

El CH-7 salio en tres diferentes versiones dos monoplazas y una biplaza. CH-7 Angel 582 monoplaza, motor Rotax 582 de doble cilindro. CH-7 912 monoplaza motor Rotax 912 cuatro cilindros, y CH-7 Kompres 914 biplaza, motor Rotax 914, cuatro cilindros turbo cargado.

Costo:	CH-7 582	€36,200.00
	CH-7 912	€1,966.00
	CH-7 914	€9,885.00

Diseño: Sistema de dos palas en Rotor principal de tipo Semirigido, sistema de dos palas en el rotor antipar; Estructura de tubería de acero con combinación de partes en aluminio, las palas son de aluminio.

Motor	CH-7 582	64.1hp	capacidad de combustible 40Lts
	CH-7 912	79.9hp	capacidad de combustible 40Lts
	CH-7 914	113.4hp	capacidad de combustible 59Lts

Dimensiones externas:

Diámetro del Rotor principal	6.17m
Distancia del rotor antipar: del fuselaje	5.31m
Ancho del fuselaje	0.85m
Altura del Rotor	2.31m

Dimensiones internas:

Ancho máximo de cabina	0.76m
------------------------	-------

Áreas:

Área del Rotor principal	29.90m ²
Área del rotor antipar	0.83m ²

Pesos:

Peso en vacío	
582	205kg
912	215kg
914	245-281kg
Máximo peso al despegue	
582	360kg
912	300kg
914	450-500kg

Velocidades:

Velocidad máxima	
582	149km/h
912-914	209km/h
Velocidad de crucero	
582	110km/h
912	150km/h
914	160km/h

Velocidad de ascenso	
582	10.0m/s
912	5.0m/s
914	5.8-7.5m/s

Altura de servicio:	
582-912	3500m
913	5000m

Rango de operación	
582	275km
912	900km
914	552km

Duración de vuelo:	
582	3h
912	6h
915	3h 40min

MOSQUITO M80

Tipo: biplaza ultraligero.

Se empezó a diseñar en 1994, su primer prototipo construido fue en 1995, primer vuelo en 1996 y no fue sino hasta 1998 que fue aprobado y certificado por UK, por los requerimientos BCAR-VLH.

Costo: €9,000.00

Diseñado por un Rotor principal de dos palas y un rotor antipar de dos palas, contiene un cabezal del rotor articulado. Estructura de fibra de carbono y de tubería de acero.

Motor: Motor Rotax 582 de 64hp aunque en 1997 fue modificado por un motor Jabiru 2200 de 80hp, el Rotor principal tiene un giro de 750 rpm, mientras que el antipar de 3500 rpm. Tiene una capacidad de 62 Lts de combustible.

Diseño externo:	
Diámetro del Rotor principal	5.40m
Diámetro del rotor antipar	1.00m
Longitud del fuselaje	4.85m
Longitud total	6.85m
Altura	2.25m
Ancho	1.70m

Áreas
 Área del Rotor principal 22.90m²
 Área del rotor antipar 0.79m²

Pesos:
 Peso en vacío 165-220kg
 Máximo peso al despegue 380-450kg

Velocidades:
 Velocidad máxima 185km/h
 Velocidad de crucero 130km/h
 Velocidad de ascenso 5.6m/s

Altura de servicio 3000m

Rango de operación 450km-324km

Análisis de modelos similares:

Se tienen que evaluar los helicópteros semejantes para poder lograr una comparación y cerrar así los límites de especificaciones.

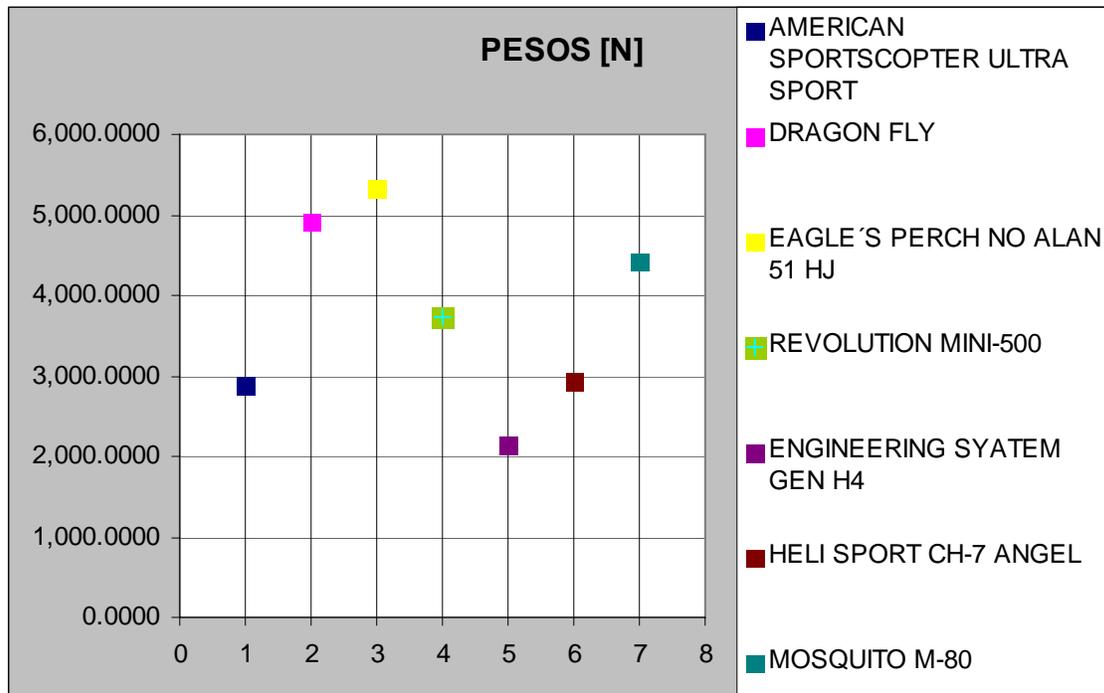
TABLA 2.1

Helicóptero	Parámetro	Unidades	valor
AMERICAN SPORTSCOPTER ULTRA SPORT			
	densidad aire	Kg./m ³	1.2250
	Tracción = peso	N	2,893.9000
	radio	m	3.2000
	Superficie del rotor principal	m ²	32.1700
	vi0	m/s	6.3770
	Pi0	Watts	18,449.0000
	Pi_ideal	-1	1.4768
	vi_adim	-1	0.6771
	Vv (asensorial)	m/s	5.1000
	Vh (vel crucero)	m/s	29.1700
	Velocidad en punta	m/s	200.0000
	Solidez rotor principal	-1	0.0338
DRAGON FLY			
	densidad aire	Kg./m ³	1.2250
	Tracción = peso	N	4905.0000
	radio	m	3.3500
	Superficie del rotor principal	m ²	35.2565
	vi0	m/s	7.9322
	Pi0	Watts	38,907.0000
	Pi		1.4774
	vi_adim		0.6769

	Vv (asensorial)	m/s	6.3500
	Vh (vel crucero)	m/s	34.7220
	Velocidad en punta	m/s	182.3740
	Solidez rotor principal		0.0380
EAGLE'S PERCH NO ALAN 51 HJ			
	Densidad	Kg./m ³	1.2250
	Tracción = peso	N	5,336.6400
	radio	m	2.2100
	Superficie del rotor principal	m ²	15.3439
	vi0	m/s	12.5418
	Pi0	Watts	66,931.0000
	Pi		1.7752
	vi_adim		0.5633
	Vv (asensorial)	m/s	15.2000
	Vh (vel crucero)	m/s	30.8333
	Velocidad en punta	ms ⁻¹	200.0000
	Solidez rotor principal		0.0576
	REVOLUTION MINI-500		
Densidad		Kg./m ³	1.2250
Tracción = peso		N	3,737.6100
radio		m	2.9200
Superficie del rotor principal		m ²	26.7865
vi0		m/s	7.9439
Pi0		Watts	26,691.0000
Pi			1.4128
vi_adim			0.7078
Vv (asensorial)		m/s	5.6000
Vh (vel crucero)		m/s	53.6111
Velocidad en punta		ms ⁻¹	168.1482
Solidez rotor principal			0.0436
ENGINEERING SYATEM GEN H4			
	Densidad	Kg./m ³	1.2250
	Tracción = peso	N	2,158.2000
	radio	m	2.0000
	Superficie del rotor principal	m ²	12.5664
	vi0	m/s	8.8132
	Pi0	Watts	19,021.0000
	Pi		1.3231
	vi_adim		0.7558
	Vv (asensorial)	m/s	5.0000
	Vh (vel crucero)	m/s	80.0000
	Velocidad en punta	ms ⁻¹	200.0000
	Solidez rotor principal		0.0637
	HELI SPORT CH-7 ANGEL		
Densidad		Kg./m ³	1.2250
Tracción = peso		N	2,943.0000
radio		m	3.0850

	Superficie del rotor principal	m ²	29.8992
	vi0	m/s	6.6720
	Pi0	Watts	19,636.0000
	Pi		1.4426
	vi_adim		0.6932
	Vv (asensorial)	m/s	5.0000
	Vh (vel crucero)	m/s	41.6667
	Velocidad en punta	ms ⁻¹	200.0000
	Solidez rotor principal		0.0413
MOSQUITO M-80			
	Densidad	Kg./m ³	1.2250
	Tracción = peso	N	4,414.5000
	radio	m	2.7000
	Superficie del rotor principal	m ²	22.9022
	vi0	m/s	9.3367
	Pi0	Watts	41,217.0000
	Pi		1.3439
	vi_adim		0.7441
	Vv (asensorial)	m/s	5.6000
	Vh (vel crucero)	m/s	36.1111
	Velocidad en punta	ms ⁻¹	212.0000
	Solidez rotor principal		0.0472

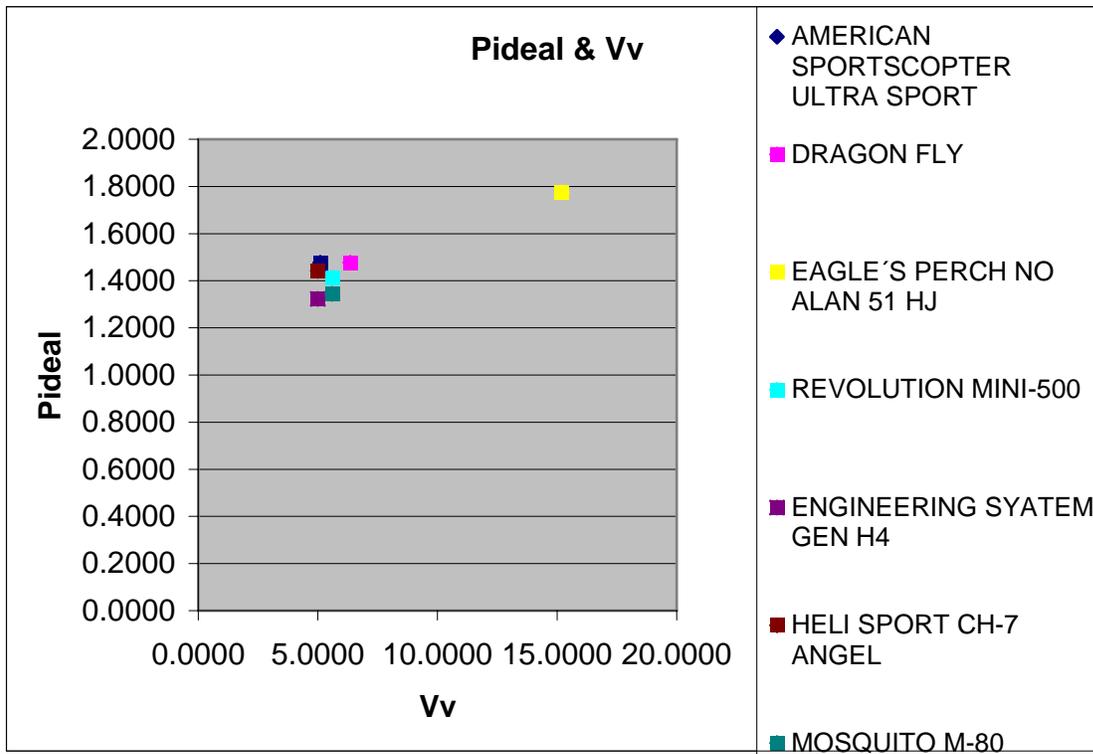
La gráfica que se muestra sirve como visualizadora de los helicópteros semejantes.



Gráfica 2.1

Con base a la gráfica 2.1 se puede decir que el área de interés es de los 2,800 [N] como a los 4,900 [N], poniendo como “target” los 500 KG, 4,905 [N].

La potencia ideal es fundamental para el diseño del rotor del helicóptero y la selección del motor, ya que es la potencia necesaria para poder levantar el helicóptero a una velocidad dada.



Gráfica 2.2

Viendo la gráfica 2.2 se puede decir que el rango de diseño es para una velocidad de ascenso de 5.2 m/s. la potencia ideal depende de la velocidad inducida por lo tanto depende también de la Tracción, densidad, Superficie del rotor, radio, por lo que con estos factores se debe lidiar y manipularlos para el diseño.

2.2 POTENCIA DEL ROTOR

Para este caso la densidad se va a tomar a partir de los 5000 m sobre el nivel del mar. Se Tienen los siguientes datos de inicio de diseño:

TABLA 2.2

Helicóptero	Parámetro	Unidades	Valor	
HELIMAVI	Densidad aire	Kg./m ³	0.7359	
	peso s/pasajeros	Kg.	340.0000	
	peso pasajeros	Kg.	160.0000	
	Tracción = peso	N	4,905.0000	
	radio	m		
	Superficie del rotor principal	m ²		
	vi0	m/s		
	Pi0	Watts		
	Pi_ideal		-1	1.4768
	vi_adim		-1	
	Vv (asensorial)	m/s		5.2000
	Vh (vel crucero)	m/s		
	Velocidad en punta	m/s		
	Solidez rotor principal		-1	

Teniendo en cuenta que para toda pala, la velocidad en la punta no debe sobre pasar los 0.75 Mach (aprox. 255m/s), se tomara una velocidad máxima de 210m/s.

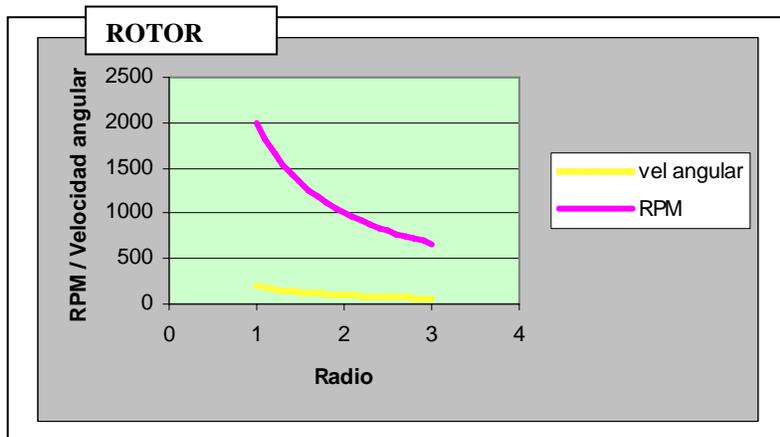
VELOCIDAD DE PUNTA 210 m/s

La siguiente tabla muestra la velocidad angular en función del radio del rotor para una velocidad en punta de 210 m/s.

TABLA 2.3

radio	vel angular Rad./s	RPM rotor
1	210	2005.34759
1.1	190.909091	1823.04327
1.2	175	1671.12299
1.3	161.538462	1542.57507
1.4	150	1432.39114
1.5	140	1336.8984
1.6	131.25	1253.34225
1.7	123.529412	1179.61623
1.8	116.666667	1114.082
1.9	110.526316	1055.4461
2	105	1002.6738
2.1	100	954.927426
2.2	95.4545455	911.521633
2.3	91.3043478	871.890258
2.4	87.5	835.561497

2.5	84	802.139037
2.6	80.7692308	771.287536
2.7	77.7777778	742.721331
radio	vel angular Rad./s	RPM rotor
2.8	75	716.195569
2.9	72.4137931	691.49917
3	70	668.449198



Gráfica 2.3

Al pensar que el motor que se desea usar es un motor de motocicleta que anda entregando su potencia máxima entre las 10,000 y 15,000 RPM podríamos decir que se esta fuera (sobrepasado) de los rangos establecidos en la gráfica 2.3.

Por otra parte ¿dónde se encuentra las restricciones del motor?, pues se encuentran en la potencia necesaria, ya que estamos hablando que la potencia esta en función de la velocidad inducida, tenemos que evaluar en función de esto para cada radio la potencia ideal requerida.

Sin olvidar que el 80% de la potencia total es aproximadamente la potencia ideal.

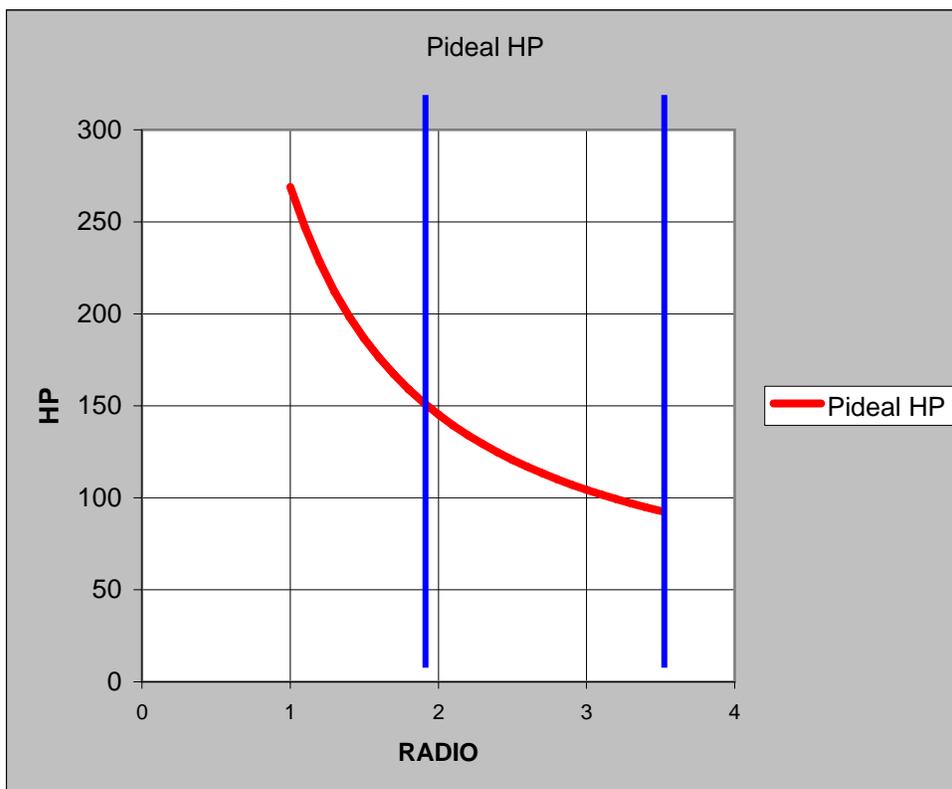
TABLA 2.4

radio	vel angular	RPM	vi0	S	pi0	pi_ideal	vi_adim	Pideal HP
1.0000	210.0000	2,005.3476	34.2847	3.1416	168,170.0000	1.0787	0.9270	269.0000
1.1000	190.9091	1,823.0433	31.1679	3.8013	152,880.0000	1.0869	0.9201	246.8000
1.2000	175.0000	1,671.1230	28.5706	4.5239	140,140.0000	1.0951	0.9131	227.9500
1.3000	161.5385	1,542.5751	26.3728	5.3093	129,360.0000	1.1934	0.9063	212.0000
1.4000	150.0000	1,432.3911	24.4891	6.1575	120,120.0000	1.1118	0.8995	198.3572
1.5000	140.0000	1,336.8984	22.8565	7.0686	112,110.0000	1.1202	0.8927	186.5342
1.6000	131.2500	1,253.3422	21.4279	8.0425	105,100.0000	1.1287	0.8860	176.1979
1.7000	123.5294	1,179.6162	20.1675	9.0792	98,921.0000	1.1372	0.8794	167.0859
1.8000	116.6667	1,114.0820	19.0471	10.1788	93,426.0000	1.1458	0.8728	158.9941
1.9000	110.5263	1,055.4461	18.0446	11.3411	88,509.0000	1.1544	0.8662	151.7615
2.0000	105.0000	1,002.6738	17.1423	12.5664	84,083.0000	1.1631	0.8598	145.2591

radio	vel angular	RPM	vi0	S	pi0	pi_ideal	vi_adim	Pideal HP
2.1000	100.0000	954.9274	16.3260	13.8544	80,079.0000	1.1718	0.8533	139.3825
2.2000	95.4545	911.5216	15.5840	15.2053	76,439.0000	1.1807	0.8470	134.0465
2.3000	91.3043	871.8903	14.9064	16.6190	73,116.0000	1.1895	0.8407	129.1805
2.4000	87.5000	835.5615	14.2853	18.0956	70,069.0000	1.1984	0.8344	124.7254
2.5000	84.0000	802.1390	13.7139	19.6350	67,267.0000	1.2074	0.8282	120.6327
2.6000	80.7692	771.2875	13.1864	21.2372	64,679.0000	1.2164	0.8221	116.8599
2.7000	77.7778	742.7213	12.6980	22.9022	62,284.0000	1.2255	0.8160	113.3715
2.8000	75.0000	716.1956	12.2445	24.6301	60,059.0000	1.2346	0.8100	110.1371
2.9000	72.4138	691.4992	11.8223	26.4208	57,988.0000	1.2438	0.8040	107.1305
3.0000	70.0000	668.4492	11.4282	28.2743	56,055.0000	1.2531	0.7980	104.3287
3.1000	67.7419	646.8863	11.0596	30.1907	54,247.0000	1.2624	0.7922	101.7120
3.2000	65.6250	626.6711	10.7140	32.1699	52,552.0000	1.2717	0.7864	99.2630
3.3000	63.6364	607.6811	10.3893	34.2119	50,960.0000	1.2811	0.7806	96.9664
3.4000	61.7647	589.8081	10.0837	36.3168	49,461.0000	1.2905	0.7749	94.8087
3.5000	60.0000	572.9565	9.7956	38.4845	48,048.0000	1.3001	0.7692	92.7781

Analizando entre los rangos que se manejan en los helicópteros semejantes se tienen los radios limitados por su utilización.

La gráfica 2.4 muestra los valores de interés entre el radio y la potencia requerida por el rotor, notando así que para un radio pequeño se necesita una potencia muy grande.



Gráfica 2.4

Se necesita retar el sistema a las condiciones extremas, para deducir el valor de la potencia a usar.

Teniendo en cuenta que el helicóptero debe poder ascender a 5.2 m/s y desplazarse a una velocidad de 90 Km. /h, recurriendo a la Teoría de la cantidad de movimiento para vuelo general se tiene:

Ecuaciones Fundamentales en Vuelo de avance TCM

Cantidad de movimiento

$$T = \dot{m}2v_i = 2\rho(\pi R^2)v_i[V_x^2 + (V_z + v_i)^2]^{1/2}$$

$$Pi = T(V_z + v_i) = 2\rho(\pi R^2)v_i(V_z + v_i)[V_x^2 + (V_z + v_i)^2]^{1/2}$$

Donde se hace referencia al vuelo al punto fijo.

Tracción será igual a:

$$T = 2\rho S v_{i0}^2$$

Teniendo como resultado una tracción de: 5434.3 [N], esta no varia con respecto de las dimensiones del radio, ya que esta en función de la proporcionalidad de la velocidad inducida y el peso del helicóptero.

Las valores de V_x y V_z ya están definidos con magnitudes reales por lo que nos queda un sistema de dos ecuaciones con dos incógnitas Pi y v_i .

Resolviendo por MATLAB

Da un valor de 55,821 watts por lo que a simple vista es menor que la potencia en vuelo ascensorial. Esto se debe a que se requiere mayor potencia para volar en forma vertical que en forma horizontal.

Una manera sencilla de explicarlo es el caso de los aviones: si un avión quisiese levantar su vuelo de manera vertical toda la aportación de sustentación sería responsabilidad de los motores. Pues esto sucede también a los helicópteros el disco de acción del rotor es el ala del avión, incluyendo la propulsión del mismo, al ser así le cuesta menos trabajo el ascender volando de forma horizontal.

Por este motivo ya se ha calculado la potencia máxima requerida por el helicóptero, aunque falta definir las pérdidas que sufre el motor.

Potencia por rotor antipar $P_t=10\%$ pr
 Perdida por elementos varios $P_v=10\%$ pm

TABLA 2.5

radio	RPM	Pideal HP	Pmotor
1.0000	2,005.3476	269.0000	328.7778
1.1000	1,823.0433	246.8000	301.6444
1.2000	1,671.1230	227.9500	278.6056
1.3000	1,542.5751	212.0000	259.1111
1.4000	1,432.3911	198.3572	242.4366
1.5000	1,336.8984	186.5342	227.9862
1.6000	1,253.3422	176.1979	215.3530
1.7000	1,179.6162	167.0859	204.2161
1.8000	1,114.0820	158.9941	194.3261
1.9000	1,055.4461	151.7615	185.4863
radio	RPM	Pideal HP	Pmotor
2.0000	1,002.6738	145.2591	177.5389
2.1000	954.9274	139.3825	170.3564
2.2000	911.5216	134.0465	163.8346
2.3000	871.8903	129.1805	157.8873
2.4000	835.5615	124.7254	152.4422
2.5000	802.1390	120.6327	147.4400
2.6000	771.2875	116.8599	142.8288
2.7000	742.7213	113.3715	138.5652
2.8000	716.1956	110.1371	134.6120
2.9000	691.4992	107.1305	130.9373
3.0000	668.4492	104.3287	127.5129
3.1000	646.8863	101.7120	124.3147
3.2000	626.6711	99.2630	121.3214
3.3000	607.6811	96.9664	118.5145
3.4000	589.8081	94.8087	115.8773
3.5000	572.9565	92.7781	113.3955

Quedando así la opción y selección del motor.

2.3 SELECCIÓN DEL MOTOR A UTILIZAR

Se quiere usar un motor convencional, de 4 o dos tiempos para lo que nos lleva a pensar en la opción de motores automotrices y de motocicletas.

Estas son las características de los motores a escoger:

RPM superior a 1000 RPM

HP 113

Peso máximo 150 Kg. por lo que nos lleva a utilizar un motor de motocicleta.

TABLA 2.6

Modelo	Ninja ZX10 KAWASAKI ²⁰
Motor:	4 tiempos, enfriada por líquido 4 cilindros en línea
Válvulas / cil	4 Válvulas por cilindro
Lubricación	Carter húmedo
Transmisión:	6 velocidades
Desplazamiento:	998cc
Potencia (Hp)	175Hp@11700r/min
Troqué (Nm)	115Nm@9500r/min
Encendido:	CDI
Bujía	NGK CR9EIA-9
Batería	YT12B-BS
Capac. De aceite/tipo	3.7L 10W40
Peso en Seco motocicleta:	170 Kg.
Peso aproximado del motor:	105 Kg
Modelo	Z1000 KAWASAKI
Motor:	4 tiempos, enfriada por líquido 4 cilindros en línea
Válvulas / cil	4 Válvulas por cilindro
Lubricación	Carter húmedo
Transmisión:	6 velocidades
Desplazamiento:	953cc
Potencia (Hp)	127Hp@10000r/min
Troqué (Nm)	95.6Nm@8000r/min
Encendido:	CDI
Arranque:	Marcha eléctrica
Bujía	NGK CR9EK
Batería	YT12B-BS
Capac. De aceite/tipo	3.8 L 10W40
Peso en Seco motocicleta:	198 Kg.
Peso aproximado del motor:	115 Kg.
Modelo	Ninja ZX-6RR KAWASAKI
Motor:	4 tiempos, enfriada por líquido 4 cilindros en línea
Válvulas / cil	4 Válvulas por cilindro
Lubricación	Carter húmedo
Transmisión:	6 velocidades
Desplazamiento:	599cc
Potencia (Hp)	130Hp@14000r/min
Troqué (Nm)	70.5Nm@11500r/min

²⁰ www.kawasaki.com.mx IDEM para todo motor kawasaki

Encendido:	CDI
Arranque:	Marcha eléctrica
Bujía	NGK CR9E
Batería	YTX9-BS
Capac. De aceite/tipo	4.0 L 10W40
Peso en Seco motocicleta:	161 Kg.
Peso aproximado del motor	90 Kg
Modelo	Vulcan 2000 KAWASAKI
Motor:	4 tiempos, enfriada por aire y liquido 2 cilindros en V 450
Válvulas / cil	4 Válvulas / cil.
Lubricación	Carter semi-seco
Transmisión:	5 Velocidades
Desplazamiento:	2053cc
Potencia (Hp)	103Hp@4800r/min
Troqué (Nm)	177Nm@3200r/min
Encendido:	CDI
Arranque:	Eléctrico solamente
Bujía	NGK IZFR6F-11
Batería	YTX16-BS
Capac. De aceite/tipo	5.5 L 10W40
Peso en Seco motocicleta:	340 Kg
Peso aproximado del motor	160 Kg
Modelo	YZF600R YAMAHA ²¹
Motor:	4 tiempos 4 cilindros en paralelo, DOHC, enfriado por líquido
Válvulas / cil	4 Válvulas / cil.
Lubricación	Carter húmedo.
Transmisión:	6 velocidades
Desplazamiento:	599cc
Potencia (Hp)	100 HP @ 9,500rpm
Troqué (Nm)	6.69kg/m @ 9,500rpm
Encendido:	TCI Digital
Arranque:	Eléctrico
Bujía	-
Batería	-
Capac. De aceite/tipo	-
Peso en Seco motocicleta:	
Peso aproximado del motor	90kg
Modelo	FAZER 600 YAMAHA
Motor:	4 tiempos, 4 cilindros DOHC, enfriado por líquido
Válvulas / cil	4/cilindro
Lubricación	Carter húmedo
Transmisión:	6 velocidades
Desplazamiento:	600cc
Potencia (Hp)	98 HP @ 12,000 rpm
Troqué (Nm)	6.4 Kg.-m@10,000 rpm
Encendido:	TCI
Arranque:	Eléctrico
Bujía	-
Batería	-
Capac. De aceite/tipo	3.4 L
Peso en Seco motocicleta:	
Peso aproximado del motor	90

²¹ www.yamaha-motor.com.mx IDEM para motores YAMAHA

Modelo	YZF R6 YAMAHA
Motor:	4 tiempos 4 cilindros en paralelo, DOHC, enfriado por líquido
Válvulas / cil	4 / cilindro
Lubricación	Carter húmedo
Transmisión:	6 velocidades
Desplazamiento:	599cc
Potencia (Hp)	133 HP @ 14,500rpm
Troqué (Nm)	6.93 Kg.-m@12,000 rpm
Encendido:	TCI
Arranque:	Eléctrico
Bujía	-
Batería	-
Capac. De aceite/tipo	3.4 L
Peso en Seco motocicleta:	161
Peso aproximado del motor	90
Modelo	YZF R1 YAMAHA
Motor:	4 tiempos, 4 cilindros en paralelo, DOHC, enfriado por líquido
Válvulas / cil	5 / cilindro
Lubricación	Carter seco
Transmisión:	6 velocidades
Desplazamiento:	998cc
Potencia (Hp)	175 HP @ 12,500 rpm
Troqué (Nm)	10.9 Kg.-m @ 10,500 rpm
Encendido:	TCI Digital
Arranque:	Eléctrico
Bujía	-
Batería	-
Capac. De aceite/tipo	3.8 L
Peso en Seco motocicleta:	173
Peso aproximado del motor	105
Modelo	FJR 1300 YAMAHA
Motor:	4 tiempos, 4 cilindros en paralelo, DOHC, enfriado por líquido
Válvulas / cil	4 / cilindro
Lubricación	Carter húmedo
Transmisión:	5 velocidades
Desplazamiento:	1,298CC
Potencia (Hp)	143.5 HP @ 8,000rpm
Troqué (Nm)	13.7 Kg.-m @ 7,000
Encendido:	TCI
Arranque:	Eléctrico
Bujía	
Batería	
Capac. De aceite/tipo	4.9L
Peso en Seco motocicleta:	
Peso aproximado del motor	150
Modelo	GSX 600 SUZUKI ²²
Motor:	4 tiempos 4 cilindros
Válvulas / cil	4 / cilindro
Lubricación	-
Transmisión:	6 velocidades
Desplazamiento:	599cc

²² www.suzuki.com.mx IDEM motores SUZUKI

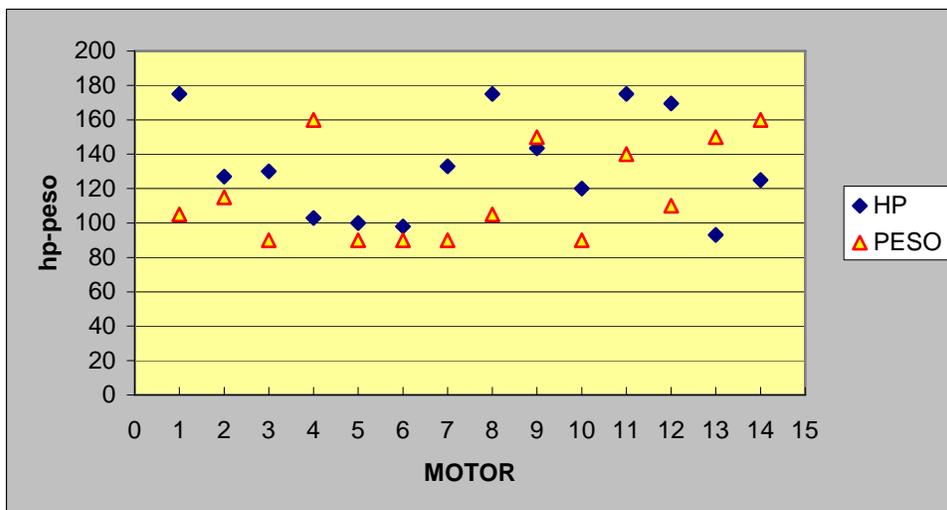
Potencia (Hp)	120 HP @ 13,000rpm
Troqué (Nm)	7.09 Kg.-m @ 10,800 rpm
Encendido:	-
Arranque:	Eléctrico
Bujía	-
Batería	-
Capac. De aceite/tipo	-
Peso en Seco motocicleta:	161 Kg.
Peso aproximado del motor	90 Kg
Modelo	HAYABUSA 1300 SUZUKI
Motor:	4 tiempos 4 cilindros
Válvulas / cil	-
Lubricación	-
Transmisión:	6 velocidades
Desplazamiento:	1299cc
Potencia (Hp)	175 HP @ 9,800rpm
Troqué (Nm)	14.1 Kg.-m @ 9,800
Encendido:	
Arranque:	Eléctrica
Bujía	
Batería	
Capac. De aceite/tipo	
Peso en Seco motocicleta:	217 Kg.
Peso aproximado del motor	140 Kg.
Modelo	CBR 1000 RR HONDA²³
Motor:	4 cilindros en línea, 4 tiempos, 16 válvulas, enfriado por líquido, DOHC
Válvulas / cil	4 / cilindro
Lubricación	Forzada por bomba de aceite y Carter húmedo
Transmisión:	6 velocidades
Desplazamiento:	998cc
Potencia (Hp)	169.5 HP @ 11,250 rpm
Troqué (Nm)	-
Encendido:	-
Arranque:	Eléctrico
Bujía	-
Batería	-
Capac. De aceite/tipo	-
Peso en Seco motocicleta:	179Kg
Peso aproximado del motor	110 Kg
Modelo	XL 1000 VARADERO HONDA
Motor:	2 cilindros en V, enfriado por líquido, DOHC
Válvulas / cil	4/ cilindro
Lubricación	Forzada y carter húmedo
Transmisión:	6 velocidades
Desplazamiento:	996cc
Potencia (Hp)	93 HP @ 8,000 rpm
Troqué (Nm)	-
Encendido:	-
Arranque:	Eléctrico
Bujía	-
Batería	-

²³ www.honda.com IDEM motores HONDA

Capac. De aceite/tipo	-
Peso en Seco motocicleta:	235 Kg
Peso aproximado del motor	150 Kg
Modelo	ST 1300 ABS HONDA
Motor:	4 cilindros, DOHC, enfriado por líquido, montado longitudinalmente
Válvulas / cil	4 / cilindro
Lubricación	Forzada por bomba de aceite y Carter húmedo
Transmisión:	5 velocidades
Desplazamiento:	1,261cc
Potencia (Hp)	125 HP @ 8,000 rpm
Troqué (Nm)	-
Encendido:	-
Arranque:	Eléctrico
Bujía	-
Batería	-
Capac. De aceite/tipo	-
Peso en Seco motocicleta:	295 Kg
Peso aproximado del motor	160 Kg

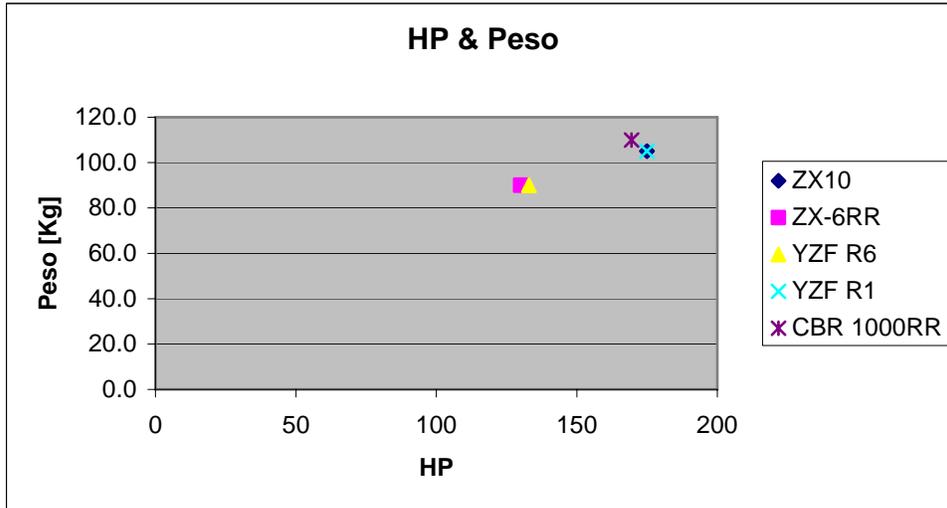
TABLA 2.7

NoMOTOR	HP	RPM
1ZX10	175	11,700.0
2Z1000	127	10,000.0
3ZX-6RR	130	14,000.0
4VN 2000	103	4,800.0
5YZF600R	100	9,500.0
6FAZER 600	98	12,000.0
7YZF R6	133	14,500.0
8YZF R1	175	12,500.0
9FJR 1300	143.5	8,000.0
10GSX 600	120	13,000.0
11HAYABUSHA	175	9,800.0
12CBR 1000RR	169.5	11,250.0
13XL 1000 VARADERO	93	8,000.0
14ST 1300 ABS	125	8,000.0



Gráfica 2.6

En base la gráfica 2.6 se saca la mejor relación de peso potencia, la cual se expresa mediante a gráfica 2.7



Gráfica 2.7

Una vez obtenida la gráfica anterior podemos ver que existe una igualdad entre la YZF-R1 y la ZX10. Sin embargo el motor de peso mayor no contiene la potencia mayor, en este caso se descarta la CBR 1000RR, prácticamente se trabajará con 4 motores dos de ellos son de cilindrada 600cc y los otros dos de 1000cc.

CAPÍTULO 3

3.1 TREN MOTRIZ

Introducción

La importancia de generar el tren motriz como ya se vio es que las revoluciones permisibles por el rotor van de un rango de 1000 rpm a 715 rpm siendo la ultima la de menor potencia requerida pero mayor diámetro de rotor.

Las siguientes tablas muestran la relación que debe de existir entre la salida del motor y la velocidad del rotor, así como la capacidad que necesita el motor para aportar la potencia necesaria al rotor, esto considerando que el motor funciona a su capacidad en el que la potencia es mayor.

TABLA 3.1.1

MOTOR	RADIO	POTENCIA	RPM MOTOR	RPM ROTOR	RELACION	POTENCIA DEL ROTOR
ZX10	2	175	11700	1,002.67	11.6688	177.5389
	2.1	175	11700	954.9274	12.2522403	170.3564
	2.2	175	11700	911.5216	12.8356805	163.8346
	2.3	175	11700	871.8903	13.4191194	157.8873
	2.4	175	11700	835.5615	14.00256	152.4422
	2.5	175	11700	802.139	14.5860007	147.44
	2.6	175	11700	771.2875	15.1694407	142.8288
	2.7	175	11700	742.7213	15.7528807	138.5652
	2.8	175	11700	716.1956	16.3363193	134.612
	2.9	175	11700	691.4992	16.9197593	130.9373
	3	175	11700	668.4492	17.5031999	127.5129
	3.1	175	11700	646.8863	18.0866406	124.3147
	3.2	175	11700	626.6711	18.6700807	121.3214
	3.3	175	11700	607.6811	19.2535197	118.5145
	3.4	175	11700	589.8081	19.8369605	115.8773
	3.5	175	11700	572.9565	20.4203984	113.3955

TABLA 3.1.2

MOTOR	RADIO	POTENCIA	RPM MOTOR	RPM ROTOR	RELACION	POTENCIA DEL ROTOR
ZX6RR	2	130	14000	1,002.67	13.9626666	177.5389
	2.1	130	14000	954.9274	14.6608004	170.3564
	2.2	130	14000	911.5216	15.3589339	163.8346
	2.3	130	14000	871.8903	16.0570659	157.8873
	2.4	130	14000	835.5615	16.7551999	152.4422
	2.5	130	14000	802.139	17.4533341	147.44
	2.6	130	14000	771.2875	18.1514675	142.8288
	2.7	130	14000	742.7213	18.8496008	138.5652
	2.8	130	14000	716.1956	19.5477325	134.612
	2.9	130	14000	691.4992	20.2458658	130.9373
	3	130	14000	668.4492	20.9439999	127.5129
	3.1	130	14000	646.8863	21.642134	124.3147

	3.2	130	14000	626.6711	22.3402675	121.3214
	3.3	130	14000	607.6811	23.0383996	118.5145
	3.4	130	14000	589.8081	23.736534	115.8773
	3.5	130	14000	572.9565	24.4346648	113.3955

TABLA 3.1.3

MOTOR	RADIO	POTENCIA	RPM MOTOR	RPM ROTOR	RELACION	POTENCIA DEL ROTOR
YZF R6	2	133	14500	1,002.67	14.4613333	177.5389
	2.1	133	14500	954.9274	15.1844004	170.3564
	2.2	133	14500	911.5216	15.9074673	163.8346
	2.3	133	14500	871.8903	16.6305325	157.8873
	2.4	133	14500	835.5615	17.3535999	152.4422
	2.5	133	14500	802.139	18.0766675	147.44
	2.6	133	14500	771.2875	18.7997342	142.8288
	2.7	133	14500	742.7213	19.5228008	138.5652
	2.8	133	14500	716.1956	20.2458658	134.612
	2.9	133	14500	691.4992	20.9689324	130.9373
	3	133	14500	668.4492	21.6919999	127.5129
	3.1	133	14500	646.8863	22.4150674	124.3147
	3.2	133	14500	626.6711	23.1381342	121.3214
	3.3	133	14500	607.6811	23.8611996	118.5145
	3.4	133	14500	589.8081	24.5842673	115.8773
	3.5	133	14500	572.9565	25.3073314	113.3955

TABLA 3.1.4

MOTOR	RADIO	POTENCIA	RPM MOTOR	RPM ROTOR	RELACION	POTENCIA DEL ROTOR
YZF R1	2	175	12500	1,002.67	12.4666666	177.5389
	2.1	175	12500	954.9274	13.0900003	170.3564
	2.2	175	12500	911.5216	13.7133338	163.8346
	2.3	175	12500	871.8903	14.3366666	157.8873
	2.4	175	12500	835.5615	14.96	152.4422
	2.5	175	12500	802.139	15.5833341	147.44
	2.6	175	12500	771.2875	16.2066674	142.8288
	2.7	175	12500	742.7213	16.8300007	138.5652
	2.8	175	12500	716.1956	17.4533326	134.612
	2.9	175	12500	691.4992	18.0766659	130.9373
	3	175	12500	668.4492	18.6999999	127.5129
	3.1	175	12500	646.8863	19.3233339	124.3147
	3.2	175	12500	626.6711	19.9466674	121.3214
	3.3	175	12500	607.6811	20.5699996	118.5145
	3.4	175	12500	589.8081	21.1933339	115.8773
	3.5	175	12500	572.9565	21.816665	113.3955

Viendo las tablas 3.1-4 existen dos tipos de aeronaves que se pueden construir, una de un motor 600cc con un radio de roto no menor a 2.9m y otra con un motor de 1000cc con un radio no menor a 2.1m.

En base a las tablas 3.1-4, el rotor tendría que llevar una transmisión para el caso de los motores de 600cc de una relación no menor de 20, mientras que para los motores de 1000cc una relación de transmisión no menor de 13.

La diferencia de estas dos relaciones lleva a notar que se tendrán que generar dos tipos de transmisión, una de una relación de 25 y otra de una relación de 15, respectivamente para los grupos de motores.

La configuración general de estos motores es la siguiente:



Catarina de transmisión

MOTOR HONDA ²⁴

Este hecho es desventajoso ya que para una salida lateral se tendrá que intersectar al eje del rotor y hacer un cambio de dirección del movimiento. Mi propuesta y mi fundamento es el siguiente.

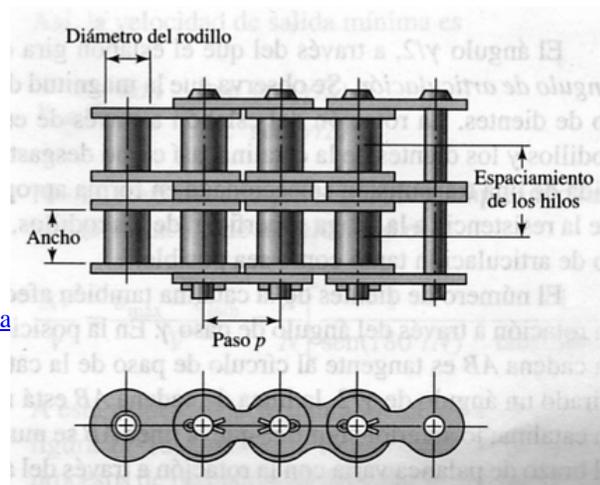
Por norma las relaciones entre catarinas de una misma cadena no deben sobre pasar 6:1 , como hemos visto para el motor de 600cc necesitamos hacer una relación de 25:1, por lo que quedaría un exceso de 19:1, pensando de esta forma se propone el accionar la flecha del rotor mediante una transmisión de cadena seguida por engranaje cónico.

Cadenas: Las cadenas tienen la ventaja de que no se involucra deslizamiento ni arrastre, tienen una relación constante, vida larga y habilidad de impulsar varios ejes. Existe una estandarización de las cadenas o rodillos (estandarización de ANSI), con lo que se hará referencia a ella.

Las partes fundamentales de una cadena son:

Paso: distancia entre los centros de los rodillos (p)

Ancho: es el espacio entre las placas de interior de los eslabones.



²⁴ <http://www.andrews-products.com/motorcycle/ca>

Ángulo de paso: es el ángulo formado desde el centro de la caralina a los centros de los rodillos para un solo paso. (γ)

Diámetro de la caralina (D)

FIGURA 3.1.1²⁵

También existe el ángulo de articulación, que es el que se forma cuando el eslabón entra en contacto con la caralina, este se debe reducir lo mayor posible para evitar desgaste y golpeteo.

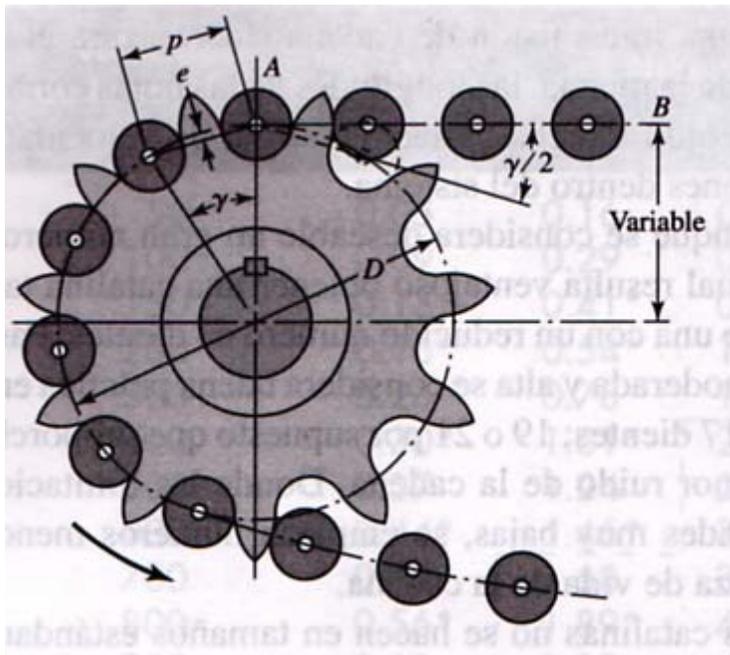


FIGURA 3.1.2²⁶

Análisis y Diseño²⁷

Las cadenas provocan una salida desigual de la velocidad de entrada. La velocidad esta designada por pies por minuto $\frac{ft}{min}$.

De esto se derivan las siguientes ecuaciones:

$$\text{sen} \frac{\gamma}{2} = \frac{p/2}{D/2} \quad \text{ó} \quad D = \frac{p}{\text{sen} \frac{\gamma}{2}}$$

²⁵ Pág. 1089, DISEÑO EN INGENIERIA MECANICA, Joseph E Shigley

²⁶ Pág. 1091, DISEÑO EN INGENIERIA MECANICA, Joseph E Shigley

²⁷ Págs. 1088-1096, DISEÑO EN INGENIERIA MECANICA, Joseph E Shigley

Donde

$$\gamma = \frac{360}{N} \quad N: \text{ es el número de dientes de la catarina.}$$

Por lo tanto:

$$D = \frac{P}{\sin \frac{180^\circ}{N}}$$

Para las velocidades:

$$V = \frac{Npn}{12} \quad \text{siendo } n \text{ el número de rpm de la catarina.}$$

De esto se puede deducir la velocidad máxima de la cadena y la velocidad mínima de la salida de la catarina.

$$v_{\max} = \frac{\pi Dn}{12} = \frac{\pi np}{12 \sin \frac{\gamma}{2}}$$

$$v_{\min} = \frac{\pi dn}{12} = \frac{\pi np \cos \frac{\gamma}{2}}{12 \sin \frac{\gamma}{2}}$$

Dada las dos expresiones de estas dos velocidades podemos definir la variación cordal de velocidad, representada por la siguiente gráfica:

$$\frac{\Delta V}{V} = \frac{v_{\max} - v_{\min}}{V} = \frac{\pi}{N} \left[\frac{1}{\sin(180^\circ/N)} - \frac{1}{\tan(180^\circ/N)} \right]$$

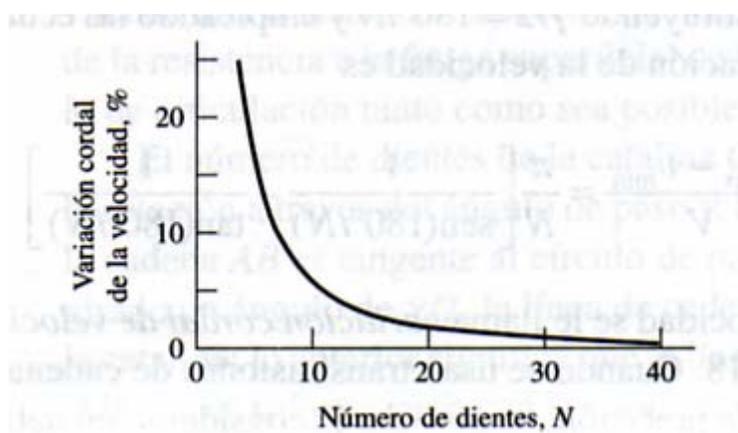


FIGURA 3.1.3²⁸

²⁸ Pág. 1092, DISEÑO EN INGENIERIA MECANICA, Joseph E Shigley

La potencia es limitada por dos factores por los eslabones y por los rodillos.
 La potencia nominal limitada por los eslabones se deduce como H_1

$$H_1 = 0.004N_1^{1.08}n_1^{0.9}p^{(3-0.07p)}$$

Y la potencia nominal limitada por los rodillos se deduce de H_2

$$H_2 = \frac{1000K_r N_1^{1.5} p^{0.8}}{n_1^{1.5}}$$

Donde N = numero de dientes de la catarina menor

N = revoluciones por minuto de la catarina

P = paso de la cadena, pulgadas

Kr= 29 para cadenas 25, 35; 3.4 para cadenas 41 y 17 para cadenas de 40-240

Se prefiere tener un número de dientes impar para una cadena con un número de pasos par, para evitar así eslabones especiales.

La longitud aproximada de la cadena en pasos se determina mediante:

$$\frac{L}{p} = \frac{2C}{p} + \frac{N_1 + N_2}{2} + \frac{(N_1 + N_2)^2}{4\pi^2 \frac{C}{p}}$$

La distancia entre los centros de las catarinas esta dada por:

$$\frac{C}{p} = \frac{1}{4} \left[-A + \sqrt{A^2 - 8 \left(\frac{N_2 - N_1}{2\pi} \right)^2} \right]$$

Donde

$$A = \frac{N_1 + N_2}{2} - \frac{L}{p}$$

Dado lo anterior se tiene que mencionar lo siguiente, para los motores de motocicleta que se quieren utilizar se va a hacer el diseño en base a la caja de velocidades que maneja la motocicleta, que tiene una relación entre el piñón de salida y la estrella trasera de 6:1-8:1, por lo que en primera velocidad tendría un salida de 290RPM acortando de esta forma la relación solicitada hasta un 3:1 para los motores.



FIGURA 3.1.4²⁹

De esta forma se simplifica muchísimo el sistema por que en ves de partir de 11700 RPM a la salida del piñón de la caja de velocidades se estará partiendo a 290RPM para nuestra potencia máxima del motor, y así el embrague que se maneja es el mismo que se usa para las motocicletas de estos motores, el cual esta integrado todo en un “block” compacto.

Se tomará de manera simplificada el valor promedio de la suma de la revolucione por minuto necesarias del rotor para diferentes radios, de tal forma que el resultado nos dará el radio necesario para utilizar cada motor (tablas 3.1.1-3.1.4).

Para los motores de 1000cc el radio del rotor será de **2.7m**
Mientras que para los motores de 600cc el radio a emplear será de **3.1m**

Datos

TABLA 3.1.5

Motor	1000cc	600cc
RPM motor	290	300
RPM del rotor	743	647
Relación	2.6	2.2

De acuerdo a las siguientes tablas del APENDICE A³⁰

Se establece lo siguiente, numero de hilos en la cadena de transmisión será mayor a 1, debido a las fuerzas que estará sometida la catarina.

El engrane dentado para cadena menor será de 17 dientes, mientras que el último engranaje estará determinado por la relación establecida con anterioridad para los motores.

$$17(3) = 51 \cong 51 \text{ para los motores de 1000cc y 600cc}$$

Pensando en recibir la transmisión en un engrane de 3” el engrane inicial deberá ser:

²⁹ http://www.andrews-products.com/motorcycle/cams/evolution_1340.htm

³⁰ DISEÑO EN INGENIERIA MECANICA, Joseph E Shigley capitulo 17

$$\frac{w_1}{w_2} = \frac{r_2}{r_1} = \text{relación } 3:1 = \frac{3''}{r_1}$$

$r_1 = 3 \times 3 = 9''$ para los motores de 1000cc y 600

dado³¹

$$D = \frac{P}{\sin\left(\frac{180}{N}\right)}$$

$$p = \sin\left(\frac{180}{51}\right) 9'' = 0.55'' \text{ para los motores de 1000cc y 600cc.}$$

De las tablas del APÉNDICE A se usará una cadena ANSI 50 de una paso de 0.625'', teniendo así que calcular nuevamente los diámetros, respetando los números de dientes de los engranes.

$$D = \frac{0.625}{\sin\left(\frac{180}{17}\right)} = 3.4'' \text{ para el engrane menor y } 10.15'' \text{ para el engrane Mayor de 1000cc y 600cc.}$$

Donde la potencia:

$$H_{nom} = H_{motor} = 175hp \text{ para los motores 1000cc}$$

y

$$H_{nom} = H_{motor} = 133hp, 130hp \text{ para los motores de 600cc}$$

Para un factor de diseño $[n_d]$ de 1.5 respecto a los criterios de la tabla siguiente

TABLA 3.1.6³²

Para soportes de elevadores	$n_d = 2$
Para vigas maestras de soporte y sus conexiones para grúas viajeras operadas desde la cabina	$n_d = 1.25$
Para vigas maestras de soporte y sus conexiones para grúas viajeras operadas desde el piso	$n_d = 1.1$
Para soportes de maquinaria ligera impulsada con eje de	$n_d = 1.20$

³¹ IDEM

³² Pág. 29, DISEÑO EN INGENIERIA MECANICA, Joseph E Shigley

transmisión o motor	
Para soportes de maquinaria de movimiento alternativo o unidades con potencia de impulsión propia	$n_d = 1.5$
Para suspensiones de piso y plataforma	$n_d = 1.33$

Un factor de corrección se tomará de 1.33, dando así un tercio de corrección del diseño.

Tenemos:

$$H_{tab} = \frac{n_d k_s H_{nom}}{k_1 k_2}$$

Donde la potencia permisible se calcula a través de:

$$H_a = k_1 k_2 H_{tab} = k_1 k_2 \frac{n_d k_s H_{nom}}{k_1 k_2} = n_d k_s H_{nom}$$

$$H_a = 1.5 \times 1.33 \times 175 = 349 \text{ Hp}$$

Por lo que se ve la potencia permisible es mayor a la potencia nominal, dejando esto una holgura entre la potencia máxima.

Las transmisiones de cadenas están limitadas en cuestión a su velocidad máxima por el ludimiento entre el pasador y el buje. (En el capítulo 17 del libro de Diseño en Ingeniería Mecánica), Joseph Shigley. Se sugiere

$$n_1 \leq 1000 \left[\frac{82.5}{7.95^p (1.0278)^{N_1} (1.323)^{F/1000}} \right]^{\frac{1}{1.59 \log(p) + 1.873}}$$

Siendo F la tensión de la cadena en libras

Para los motores de 1000cc se tiene una velocidad máxima de 290 rpm en el engrane 1, mientras que para los motores de 600cc se tiene una velocidad máxima de 300 rpm en el engrane 1.

$$290 = 1000 \left[\frac{82.5}{7.95^{0.625} (1.0278)^{51} (1.323)^{F/1000}} \right]^{\frac{1}{1.59 \log(0.625) + 1.873}}$$

Despejando F por MATLAB y evaluando:

$$F = 11,118 \text{ [lb]} \dots 1000\text{cc}$$

$$F = 10,982 \text{ [lb]} \dots 600\text{cc}$$

Para una cadena ANSI 50 se tiene una resistencia mínima a la tensión de 4480 [lb] con un esfuerzo permisible $\sigma_y = 0.6S_y$ [ASCI] siendo S_y la resistencia mínima a la tensión.

Se puede obtener el esfuerzo permisible para la cadena seleccionada siendo de 2688 [lb]

Con esto podemos determinar el número de hilos a emplear para cada caso, dividiendo la fuerza de tensión calculada entre el esfuerzo permisible.

$$\frac{11118}{2700} = 4.11 \cong \mathbf{4 \text{ hilos para 1000cc}} \text{ y}$$

$$\frac{10982}{2700} = 4.06 \cong \mathbf{4 \text{ hilos para 600cc}}$$

Ya se tiene definida y seleccionada la cadena que se va a utilizar al igual que el número de hilos, por otra parte ya se sabe que diámetros y número de dientes se necesitan para conservar las relaciones requeridas.

Falta por concluir la distancia de la cadena en número de pasos y la distancia entre los centros.

Criterio:

Debido al espacio limitado en la construcción de los helicópteros se debe de reducir la distancia entre los centros de la transmisión lo más que se pueda.

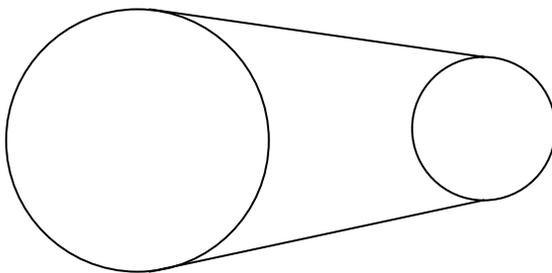


FIGURA 3.1.5

Teniendo un Diámetro de 10.15" y de 3.4" se tiene una separación mínima de 6,775" entre centros (existiendo contacto) por lo que daremos una separación de 10" entre centros.

Una primera aproximación lleva a evaluar las ecuaciones, para el cálculo de la longitud de la cadena en unidades de pasos³³.

$$\frac{C}{p} = \frac{1}{4} \left[-A + \sqrt{A^2 - 8 \left(\frac{N_2 - N_1}{2\pi} \right)^2} \right]$$

$$A = \frac{N_1 + N_2}{2} - \frac{L}{p} = -33.83$$

$$\frac{L}{p} = 67.83 \text{ pasos}$$

Como las cadenas vienen separadas en pasos se redondeará a 68 pasos de longitud por lo que C/p estará de:

$$A = -34$$

$$\frac{C}{p} = 16.09 \text{ pasos } \mathbf{C=10.06''}$$
 para los motores.

Con esto esta concluida la transmisión, la conexión del eje, que esta en contacto con el engrane menor de la cadena, al eje del rotor es con una relación de 1:1 y es un engrane cónico (para cambiar de dirección).

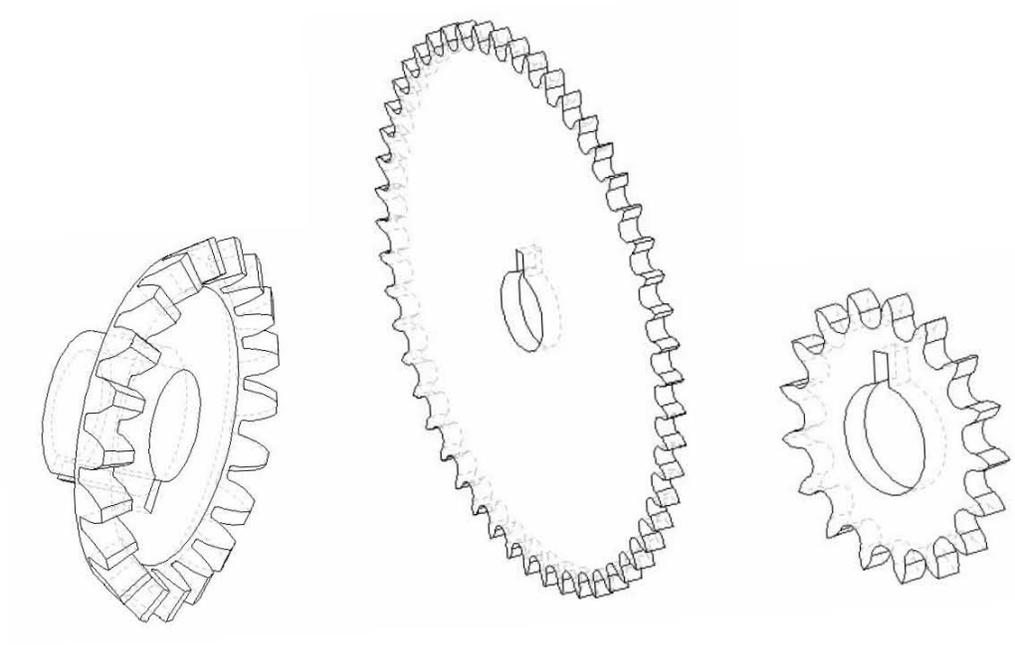
VER PLANOS EN ANEXO 2

ENGRANE CONICO

ENGRANE 10.15''

ENGRANE 3.4''

³³ DISEÑO EN INGENIERIA MECANICA, Joseph E Shigley capitulo 17



3.2 SELECCIÓN Y ANÁLISIS DE FLECHAS.

Introducción

En el arreglo mostrado en la figura 3.1.5 hay 2 flechas; existe también una flecha que es la del rotor la cual debe tener una longitud de 1.8m aprox. ya que el techo del rotor (parte superior de las palas del rotor), debe estar menor de 2 m.

Definición de flecha: es un elemento rotatorio, por lo general de sección transversal circular, que se emplea para transmitir potencia o movimiento. Constituye el eje de rotación u oscilación de elementos como engranes, poleas, manivelas, catarinas, cojinetes etc.

Existen diferentes tipos de uniones entre los elementos que se apoyan con el eje y el mismo:

- Cuñas
- Pasadores
- Ejes estriados
- Tornillos de presión
- Ajustes a presión o por contracción
- Ajustes ahusados

También existen diferentes tipos de dispositivos de posicionamiento:

- Chaveta y arandela
- Tuerca y arandela
- Manguito
- Hombro de eje
- Anillo y ranura
- Tornillo de presión
- Maza dividida o maza ahusada de dos piezas
- Collarín y tornillo
- Pasadores

Análisis y selección del material

Las flechas son fabricadas en diferentes tipos de materiales dependiendo del uso y de la complejidad de la misma.

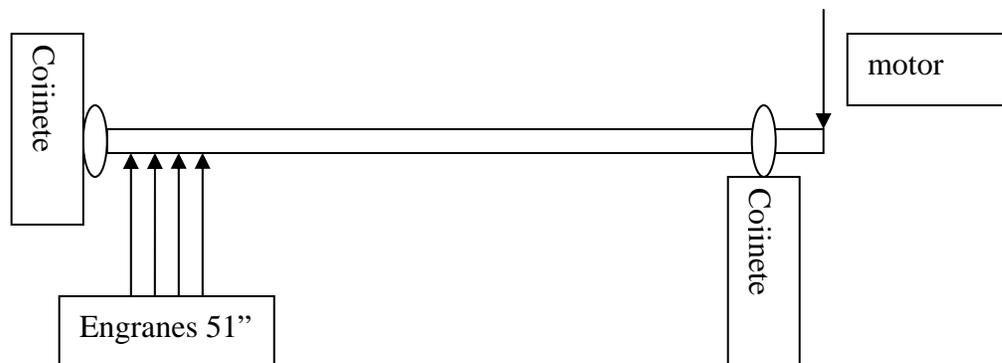
La tabla a continuación muestra los diferentes tipos de acero y sus aplicaciones más comunes.

TABLA 3.2.1³⁴

CARACTERÍSTICAS Y APLICACIONES (CLASIFICACIÓN SAE)	
1018	ACERO NO ALEADO DE CEMENTACIÓN PARA USO EN PARTES DE MAQUINARIA. ACERO GENERALMENTE ESTIRADO EN FRIO, PIÑONES, TORNILLOS SIN FÍN, PERNOS DE DIRECCIÓN, PERNOS DE CADENA, CATARINAS, ETC.
1045	ACERO NO ALEADO EMPLEADO EN FLECHAS Y PARTES DE MAQUINARIA . ADECUADO PARA TEMPLE SUPERFICIAL, FLECHAS, PIÑONES, ENGRANES, PERNOS, TORNILLOS, SEMIEJES, EJES, CIGUEÑALES, ETC.
1060	ACERO PARA USO CONSTRUCCIÓN DE MAQUINARIA. CON ADECUADA RESPUESTA AL TEMPLE, RESISTENCIA AL DESGASTE, DISCOS DE EMBRAGUE, EJES DE TRANSMISIÓN, PORTAHERRAMIENTAS, IMPLEMENTOS AGRICOLAS, ETC.
4340	ACERO AL Cr-Ni-Mo, RECOCIDO DE ALTA TEMPLABILIDAD ADECUADO PARA FLECHAS Y ENGRANES DE GRANDES SECCIONES DONDE SE REQUIERE ALTA DUCTILIDAD Y RESISTENCIA AL CHOQUE , FLECHAS DE TRANSMISIÓN, CUCHILLOS, PUNZONES, ETC.
4340	ACERO TEMPLADO Y REVENIDO PARA APLICACIONES DIRECTAS, YA CON DUREZA DE TRABAJO.
5160	ACERO AL Cr, CON BUENA TEMPLABILIDAD Y TENACIDAD PARA MUELLES Y RESORTES AUTOMOTRICES, EJES, ENGRANES, ETC.

Como se vio en la tabla anterior los aceros a emplear son 4340 (difícil comercialización) y 1045.

Dada la siguiente configuración de las flechas



³⁴ Recopilación de tabla del libro de DISEÑO EN INGENIERIA MECANICA, Joseph E Shigley y de la pagina www.ansi.com

En el cálculo de los engranes se determinó el par en función de la capacidad de la resistencia mínima a la tensión, quedando esto como de 2700 psi, esta puede ser igualada a la fuerza tangencial que transmite la cadena al engrane; con esto se puede calcular el par máximo permisible por los engranes, el cual como ya se mencionó es restringido por la cadena.

Con la resistencia mínima de la cadena a 4480 lb se puede expresar que para cada catarina su fuerza en ese punto será de 2(4480).

Tensión d la cadena: 4480 lb

Numero de hilos: 4

Ancho de los hilos: 0.375 in

Espaciamiento entre hilos: 0.713 in

Separación de catarinas 0.338 in

Ancho de arreglo de las catarinas: 2.514 in

Se propone una distancia de 12 in para la flecha:

$$d = \left[\frac{32n}{\pi S_y} (M^2 + T^2)^{\frac{1}{2}} \right]^{\frac{1}{3}} \quad 35$$

Donde:

n es el factor de diseño = 1.5

S_y resistencia de fluencia

M momento flexionante máximo

y T son los pares de torción = 1018.5 lb x pulg para 1000cc y 624.39 lb x pulg para 600cc

$$d_{1000cc} = \left[\frac{32(1.5)}{\pi S_y} \left((4880(9.486))^2 + (1018.5)^2 \right)^{\frac{1}{2}} \right]^{\frac{1}{3}} \text{ para una } S_y = 95.5 \text{ exp 6 del acero 1045}$$

se tiene:

$$d_{1000cc} = 0.2 \text{ in}$$

Como se ve no se tiene ningún problema para la selección de la flecha, la cual será de 1.5 in por facilidad de manejo.

El Acero a utilizar será el 1045 (SAE).

Criterior de decisión:

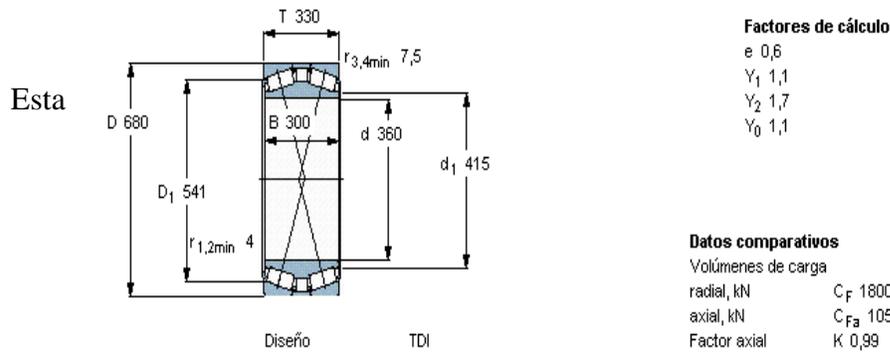
Para el caso de la flecha posterior esta será de igual medida, haciendo así el comentario que la flecha de 17 dientes es la que transmite el movimiento al rotor.

³⁵ Pág. 352, DISEÑO EN INGENIERIA MECANICA, Joseph E Shigley

Longitud total de la flecha 12''
 Posicionamiento del centro del arreglo de las catarinas 6''
 Elementos estructurales ángulos de 4''

Criterio de rodamientos:

Se usará el siguiente rodamiento marca SKF ³⁶



Rodamientos de rodillos cónicos, de dos hileras, configuración TDI								
Dimensiones principales				Capacidades de carga		Carga límite de fatiga P _u	Masa Kg.	Designación
d	D	T	B	C	C ₀			
mm				kN		kN		-
360	680	330	300	7210	13400	980	540	331729

selección es propuesta para utilizar un tipo de rodamiento vehicular en ejes, y de uso pesado, el mismo fabricante maneja soportes ya fabricados para estos tipos de rodamientos.

VER PLANOS DEL ANEXO 3

³⁶ http://www.skf.com/portal/skf_es/home

3.3 DISEÑO DEL FUSELAJE

Introducción:

El fuselaje es el soporte de todos los elementos del helicóptero, así como del espacio confinado a la cabina, debe estar constituido, y distribuido de tal forma que en la parte del rotor del helicóptero se encuentre axialmente el centro de gravedad de los pesos del mismo de manera que la fuerza resultante este situada lo mas cercano posible al centro del rotor.

Los fuselajes generalmente son constituidos por elementos estructurales de alta resistencia pero baja densidad, ¡mientras menos peso mejor! , por lo general son de tubular o perfiles huecos, de materiales como aluminio, grafito, fibra de carbono y elementos compuestos. Aunque también existen elementos de tubular de acero, ya que se sacrifica el peso y se baja el costo del fuselaje.

El fuselaje soporta el tren de aterrizaje, por lo consiguiente también recibe un impacto directo a la hora de aterrizar.

Para el espacio interno de la cabina, el piloto y copiloto deben tener una visión mínima hacia abajo de 17° , en caso de los helicópteros es difícil que esta restricción cause problema en el diseño ya que por lo general los fuselajes tratan de ser de forma elíptica; a 20 cm frente de la cabeza del piloto no debe existir algún elemento o estructura que pueda interponerse en ese espacio.

Debe existir un muro de fuego entre la cabina y el compartimiento motriz.

Criterios y Diseño

Los asientos normales de un ser humano son de 0.40m de ancho por 0.90m de altura en el respaldo.

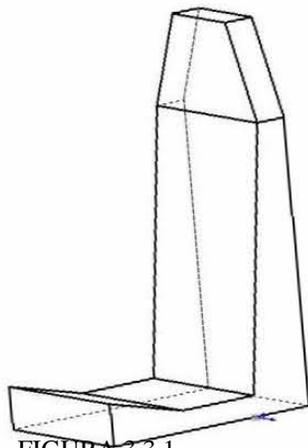


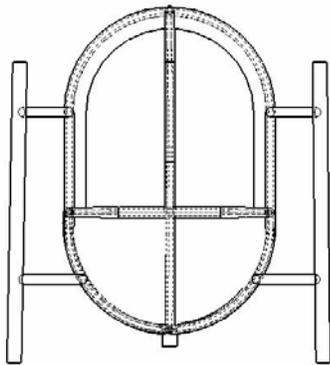
FIGURA 3.3.1

Siguiendo las medidas de un automóvil el espacio interno es aproximadamente 1.2m de ancho, mientras que para una persona de 1.8m de altura necesita una profundidad de espacio de 0.90m.

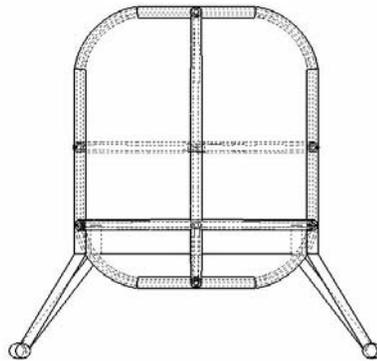
Aumentando el espacio debido al espesor del asiento se toma un espacio de 1.2 m de ancho por 1.2m de profundidad, se da una Altura de la cabina de 1.4m

Se va a diseñar el fuselaje de manera que sea lo mas accesible, usando así tubería de acero de 2" de diámetro si es posible CED 80.

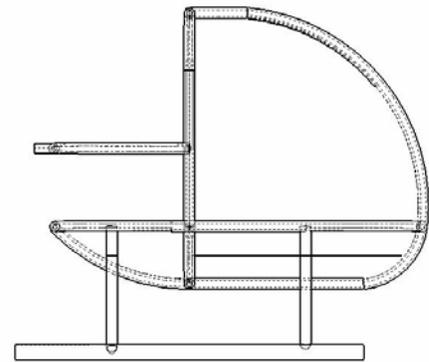
Planta HELIMAVI



Alzado HELIMAVI

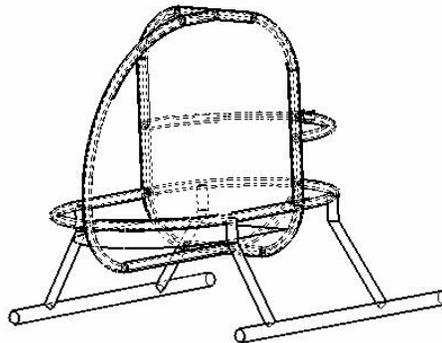


Corte HELIMAVI



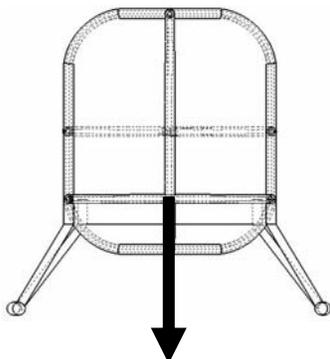
FIGURAS 3.3.2

**VER PLANOS
ANEXO 4**

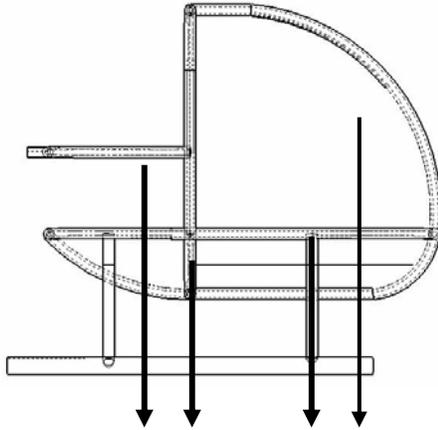


Una vez obtenida esta configuración se puede hacer el cálculo de la distribución de pesos, primero para todo el fuselaje.

Debido a que es una configuración simétrica en el eje longitudinal se tiene la posición directa de la resultante de las fuerzas en y.



Mientras que para el eje de las ordenadas se tiene:



En la parte central del helicóptero se formara por una “cruz” de tubo de acero 1045.

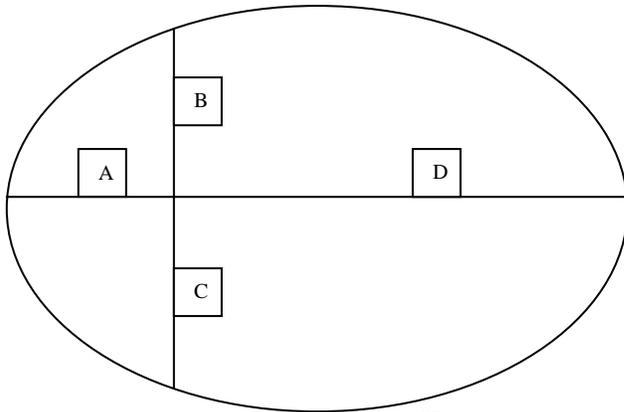


FIGURA 3.3.3³⁷

Los siguientes valores fueron calculados mediante el siguiente criterio:

La carga máxima del helicóptero ubicada sobre el segmento A debido a que es en esa parte donde el rotor actúa sobre el fuselaje. Por lo tanto se tomará como la cantidad de 500kg expresada en Newtons. (4905N)

Los segmentos B y C están expuestos de igual manera que el segmento A solo que su eje no coincide con el eje del rotor por lo que se distribuye en partes iguales de la mitad del peso máximo del helicóptero. (2452.5N)

³⁷ VER PLANOS DEL ANEXO: FUSELAJE

El segmento D solo recibe el peso de los tripulantes, y lo hace muy cerca de los segmentos B y C, para considerar la carga crítica, se tendrá que tomar el doble del peso calculado por pasajero (200kg-1962N).

Cabe mencionar que estos elementos nunca estarán sujetos a estas condiciones, por lo que es un factor de seguridad.

Haciendo una simulación de Fuerzas para diferentes materiales en COSMOS XPRESS (ver anexo1) se tiene:



FIGURA 3.3.3 La carga fue perpendicular a la parte inferior del fuselaje, con un acero 1020. La escala de estas deformaciones están aumentadas en 64.9.

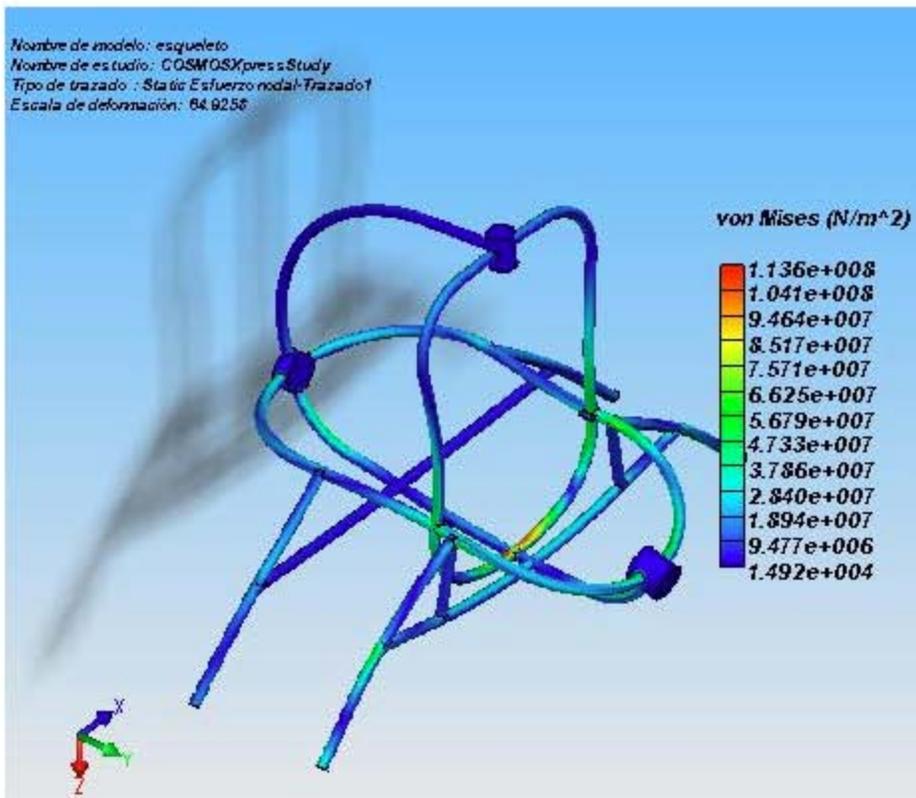


FIGURA 3.3.4 Análisis de stress para el fuselaje, acero 1020

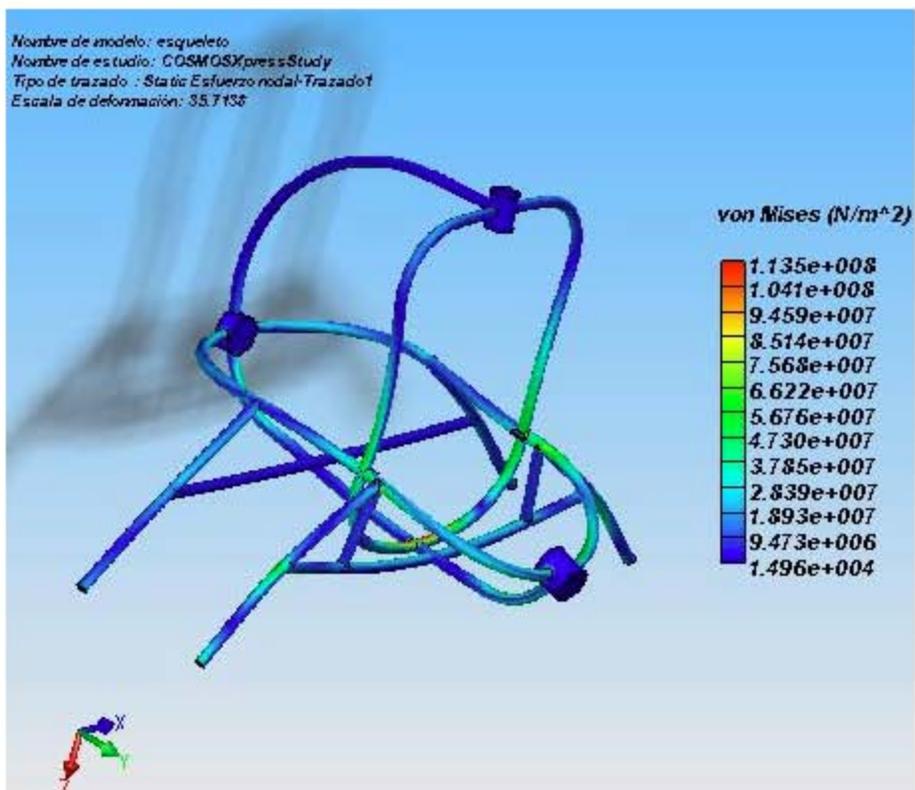


FIGURA 3.3.5 Análisis de stress para el fuselaje, de titanio. La escala de deformación es de 35.7

Analizando las figuras 3.3.4 y 3.3.5 a simple vista no se nota el cambio en cuestión de los valores de stress de Von Mises pero el cambio esta en la relación de peso. Teniendo un menor peso con el titanio con respecto del 1020.

Aun así se pueden ver zonas críticas en ambos casos (nótese color rojo), por lo que el primer análisis me lleva a reconfigurar el fuselaje, metiendo dos crucetas, una en la sección transversal y otra en la longitudinal³⁸.

Por lo que se le aumentará al dibujo dos tubulares mas para distribuir mejor la carga y evitar la deformación del área en planta.

Una vez cambiada la configuración se repiten los cálculos por medio del software COSMOS XPRESS, los valores de las cargas permaneces constantes pero sus líneas de acción se desplazan a las nuevas crucetas.

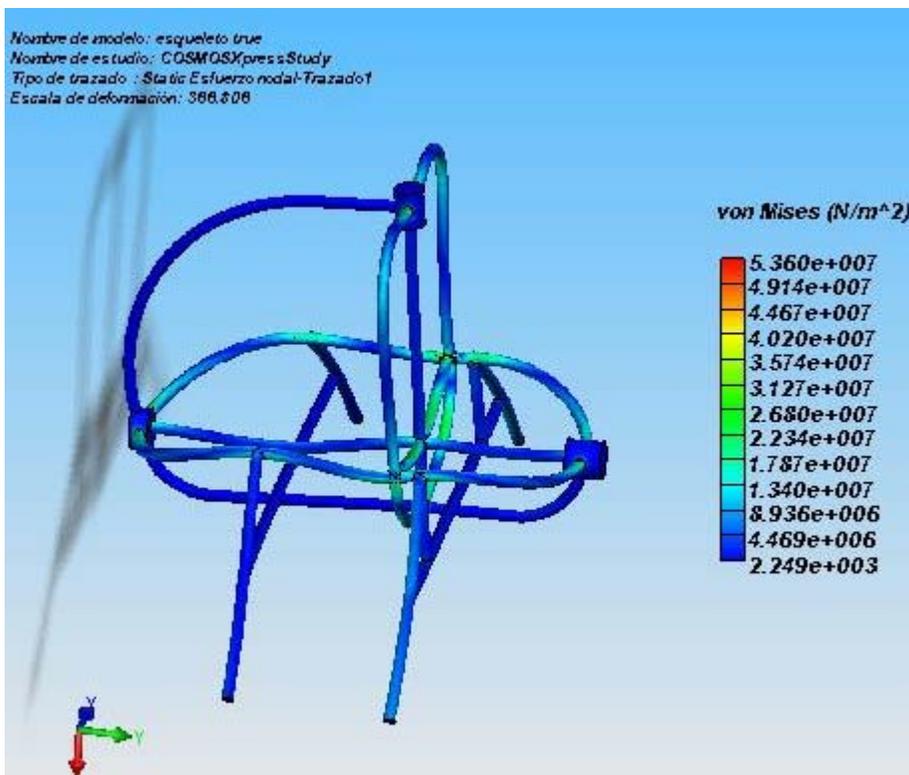


FIGURA 3.3.6 Análisis de stress del fuselaje, 1020

Viendo las zonas afectadas claramente se ve que las zonas críticas han disminuido, y la escala de deformación aumento de un 61 a un 385, pudiendo decir con esto que con un

³⁸ Ver plano del Fuselaje Final

material como el acero 1020 se puede fabricar el fuselaje del HELIMAVI, ya con esto se sabe que el fuselaje es capaz de soportar las cargas, que pusimos en estado crítico.

El fuselaje como tal ya esta configurado pero se le debe adaptar un tren de aterrizaje:

Existen diversos tipos de trenes de aterrizaje para los helicópteros, desde ruedas hasta flotadores, esquís, etc por facilidad se empleará un tren de aterrizaje de forma tubular tipo patín; y se le hará nuevamente la simulación.

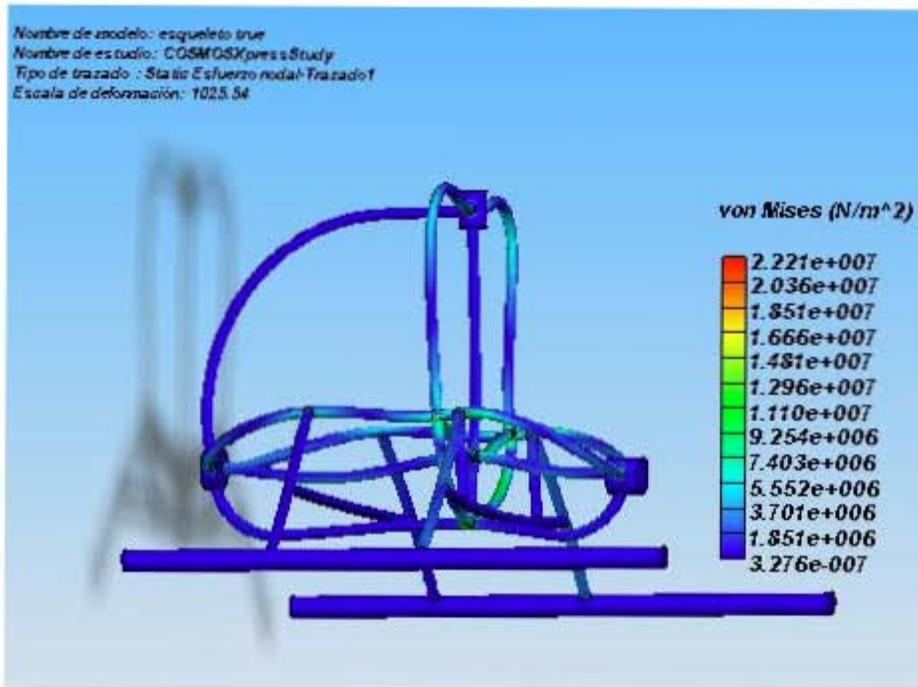


FIGURA 3.3.7 Análisis de stress con tren de aterrizaje. 1020

Nuevamente ha aumentado la resistencia, esto es debido a que los elementos estructurales de los patines no estaban unidos entre si provocando esto que aumentará la deformación, con esto ya tenemos definido el sistema en su totalidad.

El peso promedio del tubo de acero de 2" es de ≈ 6.7 Kg./m:

Teniendo un total de tubería de 23m del fuselaje pesa un aproximado de 154Kg.

El fuselaje esta concluido. **VER ANEXO 4**

CAPÍTULO 4

Elementos Faltantes:

Existen diferentes tipos de palas comerciales, en el caso del HELIMAVI se usará una pala de uso HOMEBUILT, de los siguientes precios y medidas.

TABLA 4.1.1³⁹

HELICOPTER MAIN ROTOR BLADE SETS: NACA 0012 AIRFOIL						
4.0"	chord	main	rotor	blades,	6'	length: \$675/set
5.7"	chord	main	rotor	blades,	8'	length: \$995/set*
7.0"	chord	main	rotor	blades,	12'	length: \$1,300/set
8.0"	chord	main	rotor	blades,	12'	length: \$1,400/set
ASYMMETRICAL MAIN ROTOR BLADE SETS: 8-H-12 AIRFOIL						
<i>(used for both gyroplanes and helicopters)</i>						
4.75"	chord	main	rotor	blades,	9'	length: \$850/set
6.25"	chord	main	rotor	blades,	10'	length: \$1200/set
8.0"	chord	main	rotor	blades,	13'	length: \$1,595/set

Precios en dólares; Las palas de interés son las que están en negritas. Aquí se puede ver que esta en juego el tamaño del motor en cuestión de precio con el tamaño del rotor, ambos van a afectar directamente el precio.

La flecha del rotor no esta calculada ya que dependiendo del tipo de control es el tipo de flecha que se utiliza, no es objetivo de mi estudio.

Los tipos de uniones:

- Para el caso del fuselaje, la unión será a través de soldadura eléctrica, formando un mono-block de todo el fuselaje, esto se hace para aumentar la rigidez del mismo, Existe un espacio entre el fuselaje y las barras del tren de aterrizaje; este espacio es designado para poner un cojinete de amortiguamiento entre ambos elementos estructurales.
- La unión del block de transmisión (ángulos de 4") será en soldadura para las tapas y atornillada en los laterales, con la finalidad de poder ajustar las flechas de las catarinas, mantenimiento de la cadena, etc.
- El block se sujetará al fuselaje mediante tornillos.
- Sujeción del motor: Se imitará la sujeción que los motores llevan en las motocicletas.

³⁹ <http://www.vortechinternational.com/>

- Tipo de unión de la transmisión al block: unión axial mediante cople conector.
- Rodamientos: los rodamientos se unirán al block, por presión. Por lo que las paredes del block deberán de estar manufacturadas.

El tanque de gasolina estará dispuesto enfrente del block de transmisión así como el sistema de refrigeración del motor.

Los asientos que se pueden emplear son asientos de automóvil comercial ya que los espacios dentro de la cabina son similares al de un sedan convencional.

RESULTADOS

Los resultados se separan para dos tipos de motores:

1000cc

Se requiere de un diámetro de rotor de	2.7m.
Peso aproximado del motor	70kg
Peso del fuselaje	154Kg
Peso de tripulación	200kg
Peso del combustible	50kg
Peso de los asientos	20kg
Sistema de refrigeración	20Kg
Rotor y Palas	<u>40kg</u>
Peso total	554kg

Nota: los pesos propuestos al Principio del capítulo 2 fueron muy semejantes a los calculados e investigados.

La velocidad máxima de ascenso se fijó en base a los helicópteros semejantes quedando así esta de 5.2 m/s.

Las ventajas que ofrece esta selección son:

Una mayor potencia, esto se puede referirse a la confiabilidad del sistema, teniendo así una mayor amplitud de operación. Como es el caso de aumentar la velocidad en el vuelo ascensorial.

PRECIOS

Precio de la manufactura del fuselaje:	\$27,648 ⁴⁰
Precio del motor 1000cc	\$100,000 ⁴¹
Precio de la fabricación de las catalinas y ejes	\$15,000 ⁴²
Precio de las palas del rotor:	US 850= \$9,350 ⁴³
Aproximación de impuestos de importación	\$1,870
Ingeniería y Diseño	\$80,000
Precio bruto del HELIMAVI	233,868

Este valor está por debajo de casi todos los helicópteros semejantes, además que el aeronave con ese peso es considerada ULTRALIGERA, por lo que los requerimientos y normativas son menores.

⁴⁰ Precio cotizado por SIR, MIIMAVI S.A. de CV.

⁴¹ Precio calculado de los 2/3 del valor total de la motocicleta

⁴² Precio cotizado a diferentes maquiladoras de elementos industriales, es una media ponderada

⁴³ <http://www.vortechinternational.com/>

600cc

Se requiere de un diámetro de rotor de	3.1m.
Peso aproximado del motor	60kg
Peso del fuselaje	154Kg
Peso de tripulación	200kg
Peso del combustible	50kg
Peso de los asientos	20kg
Sistema de refrigeración	20Kg
Rotor y Palas	<u>45kg</u>
Peso total	549kg

La velocidad máxima de ascenso se fijo en base a los helicópteros semejantes quedando así esta de 5.2 m/s.

Las ventajas que ofrece esta selección son:

Un menor peso, una relación más eficiente y en general estos motores tiene un consumo específico menor de combustible.

PRECIOS⁴⁴

Precio de la manufactura del fuselaje:	\$27,648
Precio del motor 1000cc	\$80,000
Precio de la fabricación de las catalinas y ejes	\$15,000
Precio de las palas del rotor:	US 1200= \$13,200
Aproximación de impuestos de importación	\$2,640
Ingeniería y Diseño	\$80,000

Precio bruto del HELIMAVI \$218,488

Este valor esta por debajo de casi todos los helicópteros semejantes, además que el aeronave con ese peso es considerada ULTRALIGERA, por lo que los requerimientos y normativas son menores.

⁴⁴ IDEM a la anterior

CONCLUSIONES

Los valores de los dos helicópteros a fabricar son muy semejantes hasta en el precio, haciendo así más llamativo el motor de 1000cc que por precios iguales (precios brutos), me da una potencia mayor.

Durante el desarrollo de este trabajo, me di cuenta de las complejidades y simplicidades en las que puede caer un diseñador, llegando así al siguiente razonamiento: “lo más complejo no siempre resulta lo mejor, los sistemas a diseñar deben ser lo más sencillos posibles”, hay requerimientos que obligan a un diseñador a desarrollar sistemas complejos pero la habilidad de él mismo, puede marcar la diferencia entre un sistema complejo de grado “x” a un sistema complejo de grado “x-1”.

Los helicópteros semejantes utilizan motores rotatorios, en algunos casos hasta turbinas esa es la innovación del HELIMAVI, con esto NO estoy diciendo que nunca se hayan fabricado más helicópteros con motores automotrices, sino que en la actualidad han dejado atrás los sistemas más sencillos, y solo algunos diseñadores y/o ingenieros aprovechan este espacio que están dejando las grandes empresas, este es el campo que se desea obtener mediante este trabajo.

La parte más importante de mi conclusión es decir que aunque en la actualidad existan ya helicópteros creados siempre cabe un espacio para la innovación, invento y mejora.

Realmente es factible la fabricación, desde el punto de vista empresarial y desde el punto de vista académico. Las dificultades como siempre es el patrocinio económico y material para las necesidades que la fabricación conlleva.

El mercado a abarcar en el aspecto comercial sería de:
Escuelas de pilotos.
Facultades, Postgrados y Universidades en general.
Industria militar.
Vuelo deportivo.
Entretenimiento.

El tiempo aproximado de fabricación de la primera parte del HELIMAVI es de 3 meses, dando 1 mes más para pruebas, después tendría que venir una serie de Diseño y fabricación que este trabajo no tiene como finalidad, tal es el caso del rotor antipar, y los mandos del control del helicóptero. Los cuales llevan consigo un análisis de un mecanismo con 5° de libertad, debido a la complejidad del mismo. Por lo que el tiempo de fabricación sería de 1 año.

POR MI RAZA HABLARA EL ESPIRITU
MARCO ANTONIO VIGUERAS ZUÑIGA