

DISEÑO PRELIMINAR DE UN HELICOPTERO PARA OPERACIÓN CONTRA
INCENDIOS FORESTALES.



EDISON ANDRES FIERRO VELA
JOSÉ MIGUEL PINEDA SAPUYES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERIAS
PROGRAMA DE INGENIERIA AERONAUTICA
BOGOTA D.C.

2013

DISEÑO PRELIMINAR DE UN HELICOPTERO PARA OPERACIÓN CONTRA
INCENDIOS FORESTALES.

EDISON ANDRES FIERRO VELA
JOSÉ MIGUEL PINEDA SAPUYES

TRABAJO DE GRADO PARA OPTAR EL TITULO DE INGENIERO
AERONAUTICO

DIRECTOR.
JESUS ALBERTO BARON CRUZ
Ing. Aeronáutico

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERIAS
PROGRAMA DE INGENIERIA AERONAUTICA
BOGOTA D.C.
2013

Nota de aceptación

Firma del presidente del jurado.

Firma del jurado.

Firma del jurado.

DEDICATORIA

Por su amor, dedicación y entrega hacia mi este proyecto de grado va dirigido a DIOS, a mi padre ELBER FIERRO MORALES en el cielo, a mi madre NANCY VELA QUINTERO junto con toda mi familia y amigos.

CONTENIDO

	pág.
ABREVIATURAS	9
INTRODUCCIÓN	12
ABSTRACT	13
1. OBJETIVO GENERAL.	14
1.2 OBJETIVO ESPECIFICOS.	14
2. DISEÑO DEL ROTOR PRINCIPAL.	15
2.1 DISEÑO DEL ROTOR PRINCIPAL.	15
2.2 DETERMINACION DEL DIAMETRO Y PESO DEL ROTOR.	15
2.3 CARGA DISCAL.	17
2.3.1 Características de alta carga discal	17
2.3.2 Características de baja carga discal	17
2.4 VELOCIDAD INDUCIDA.	18
2.5 POTENCIA INDUCIDA.	18
2.6 CARGA DE POTENCIA.	19
2.7 ANALISIS DEL ELEMENTO PALA.	19
2.8 VELOCIDAD EN LA PUNTA DE LA PALA.	20
2.8.1 Limitaciones de diseño	20
2.8.2 Limitaciones y ventajas de ruido admisibles.	20
2.8.3 Selección de la velocidad según los límites establecidos	21
2.9 LA VELOCIDAD ANGULAR Y VELOCIDAD DEL FLUJO INTERNO.	21
2.10 DETERMINACIÓN DE LA VELOCIDAD DE CRUCERO.	22
2.11 ROTOR ADVANCE RATIO	23
2.12 NUMERO MACH.	23
2.13 COEFICIENTE DE EMPUJE DEL ROTOR	24
2.14 COEFICIENTE DE POTENCIA DEL ROTOR.	24
2.15 COEFICIENTE DE TORQUE DEL ROTOR.	25
2.16 SOLIDEZ.	26
2.17 ASPECTO DE RADIO	26
2.18 CUERDA	27
2.19 NUMERO DE PALAS.	27

2.20	FIGURA DE MERITO	28
2.21	TWIST O TORSIÓN.	29
2.22	DISEÑO DE PLATAFORMA Y DE PUNTA	30
2.23	AIRFOIL SECTION.	31
2.24	ANGULO DE PITCH EN LA PUNTA	36
2.25	ANGULO DE ATAQUE.	37
2.26	EL ANGULO DE INFLUENCIA LOCAL.	38
2.27	ANGULO DE ATAQUE LOCAL.	38
2.28	COEFICIENTE DE SUSTENTACIÓN MEDIO.	39
2.29	ÁNGULO DE ATAQUE LOCAL MEDIO.	39
2.30	PENDIENTE DE LA CURVA DE SUSTENTACION	40
2.31	COEFICIENTE DE SUSTENTACION LOCAL.	40
2.32	COEFICIENTE DE POTENCIA INDUCIDA Y DEL PERFIL.	40
2.33	ANÁLISIS DEL ROTOR.	41
2.34	MOMENTO DE INERCIA DE LAS PALAS.	41
2.35	NUMBER LOCK.	42
2.36	CONING	43
3.	DISEÑO DEL ROTOR DE COLA.	44
3.1	DISEÑO DEL ROTOR DE COLA.	44
3.2	TAMAÑO DE ROTOR DE COLA	44
3.3	VELOCIDADES DE PUNTA.	45
3.4	CUERDA, SOLIDEZ Y NÚMERO DE PALAS DEL ROTOR DE COLA	46
4.	AERODINAMICA EN LAS DISTINTAS FASES DEVUELO	49
4.1	TEORÍA DEL MOMENTO DE HOVER.	49
4.2	CONSERVACIÓN DEL MOMENTO EN HOVER	49
4.3	CONSERVACIÓN DE ENERGÍA EN HOVER.	50
4.4	POTENCIA EN HOVER.	50
4.5	ASCENSO	50
4.6	TEORIA DEL MOMENTO EN DESCENSO.	52
4.6.1	VELOCIDAD INDUCIDA EN DESCENSO	53
4.6.2	POTENCIA EN DESCENSO.	54
4.6.3	TEORIA DEL MOMENTO DE VUELO HACIA ADELANTE.	55
4.7	POTENCIA	56
5.	DISEÑO DE FUSELAJE	57

5.1	PRESIÓN DINÁMICA	57
5.2	DRAG PARASITO.	57
5.3	ANGULOINDUCIDO.	60
5.4	DRAG INDUCIDO.	60
5.5	ARRASTRE VERTICAL CON RESPECTO AL DISEÑO DE FUSELAJE.	61
5.6	POTENCIA	62
6.	ESTABILIDAD.	64
6.1	MOMENTO DE RESONANCIA SOBRE EL FLAPEO DE LA PALA.	64
6.2	FRECUENCIA NATURAL DEL FLAPEO.	64
6.3	EL MOMENTOCENTRÍFUGO.	65
6.4	EL ANGULO DE ATAQUE DE PUNTA PLANA.	65
6.5	RELACIÓN DE FLUJO CON RESPECTO PUNTA PLANA	66
6.6	ANGULO DE ATAQUE DEL FUSELAJE.	66
6.7	EL LONGITUDINAL PITCH.	67
6.8	RELACIÓN DE FLUJO A LA ENTRADA CON RESPECTO A LA PLACA OSCILANTE.	68
6.9	MOMENTO LATERAL PITCH	68
6.10	PRIMER COEFICIENTE ARMONICO LATERAL	68
6.11	PRIMER COEFICIENTE ARMONICO LONGITUDINAL	69
6.12	ESTABILIZADOR HORIZONTAL.	70
	El aspecto de radio de define mediante la siguiente ecuación:	71
6.13	ESTABILIZADORVERTICAL	73
6.14	TREN DE ATERRIZAJE.	76
7.	PERFORMANCE DEL HELICÓPTERO	77
7.1	RANGO Y CARGA UTIL	77
7.2	ALTURA MAXIMA DE OPERACION	79
7.3	SISTEMA BAMBI BUCKET	80
7.3.1	CARACTERÍSTICAS DEL BAMBI BUCKET 5566	81
7.3.2	PROCEDIMIENTO PARA LA CONEXIÓN DEL BAMBI BUCKET.	82
7.3.3	GENERALIDADES SOBRE LA SEGURUDAD DEL ABASTECIMIENTO DEL AGUA.	82
7.3.4	TÉCNICAS DE LANZAMIENTO.	83
7.4	TIPOS DE LANZAMIENTO DEL BAMBI BUCKET SEGÚN LA VELOCIDAD DEL HELICÓPTERO.	83
7.4.1	En lanzamiento con velocidad.	83
7.4.2	Lanzamiento a baja velocidad.	84
7.4.3	El lanzamiento en vuelo estacionario o a muy baja velocidad.	84

7.5	ANALISIS DEL QUIMICO.	84
7.6	DESCIPCION DEL AFFF	85
7.7	CONTENEDOR DEL QUIMICO.	86
7.8	ESTIMACIÓN DE PESOS.	87
7.8.1	Peso de los pasajeros y tripulación.	87
7.8.2	PESO EN VACÍO	88
7.9	EQUILIBRIO	91
8.	CONCLUSIONES	94
9.	RECOMENDACIONES.	95
10.	BIBLIOGRAFIA.	96

ABREVIATURAS

a	<i>Pendiente de la curva del lift o sustentacion.</i>
a_0	<i>Angulo de conicidad.</i>
a_{1s}	<i>Primer coeficiente armonico longitudinal de flapeo respecto al eje.</i>
b_{1s}	<i>Primer coeficiente armonico lateral de flapeo respecto al eje.</i>
c	<i>Cuerda de la pala.</i>
$\bar{c}$	<i>Cuerda media de la pala o estabilizador vertical.</i>
e	<i>Desplazamiento de la bisagra.</i>
f	<i>Area plana del fuselaje.</i>
q	<i>Presion dinamica.</i>
v_i	<i>Velocidad inducida.</i>
v_h	<i>Velocidad en hover.</i>
v_a	<i>Velocidad de ascenso.</i>
v_{ia}	<i>Velocidad inducida de ascenso.</i>
v_{id}	<i>Velocidad inducida en descenso.</i>
v_d	<i>Velocidad de descenso.</i>
v_{tip}	<i>Velocidad de punta de punta de la pala del rotor principal.</i>
v_l	<i>Velocidad local en el centro de rotacion.</i>
A	<i>Area de la pala.</i>
A_1	<i>Primer coeficiente lateral de la pala.</i>
B_1	<i>Primer coeficiente longitudinal de la pala.</i>
C_P	<i>Coeficiente de potencia.</i>
C_Q	<i>Coeficiente de torque.</i>
C_T	<i>Coeficiente de empuje.</i>
D_i	<i>Diametro.</i>
D	<i>Drag o arrastre.</i>
D_p	<i>Drag parasito.</i>
D_{ind}	<i>Drag inducido.</i>
C_{DV}	<i>Coeficiente de drag vertical.</i>

AR	<i>Aspecto de radio.</i>
$D.L$	<i>Carga discal.</i>
$F.M$	<i>Figura de merito.</i>
$G.W$	<i>Peso bruto.</i>
Nb	<i>Numero de palas.</i>
L	<i>Lift o sustentacion.</i>
c_l	<i>Coeficiente de sustentacion local.</i>
$\overline{C_L}$	<i>Coeficiente de sustentacion medio.</i>
Q	<i>Torque.</i>
R	<i>Radio de los rotores de cola y principal.</i>
$R.N$	<i>Numero de reynolds.</i>
T	<i>Empuje.</i>
U	<i>Velocidad resultante en vuelo hacia adelante.</i>
ω_n	<i>Frecuencia de flapeo.</i>
α	<i>Angulo de ataque local.</i>
α_{TPP}	<i>Angulo de las puntas de las palas respecto al horizonte.</i>
$\bar{\alpha}$	<i>Angulo de ataque local medio.</i>
α_{ind}	<i>Angulo inducido.</i>
θ	<i>Angulo de ataque.</i>
$\emptyset$	<i>Angulo de ataque de influencia.</i>
θ_t	<i>Angulo de cabeceo en la punta de la pala</i>
θ_{tw}	<i>Twist de la pala.</i>
α_F	<i>Angulo de ataque del fuselaje.</i>
γ	<i>Numero lock</i>
Ω	<i>Velocidad de rotacion del rotor</i>
σ	<i>Solidez del rotor</i>
$\dot{m}$	<i>Flujo masico.</i>
ρ	<i>Dnsidad del flujo a nivel del mar.</i>

λ'	<i>Relacion de flujo respecto a la punta plana.</i>
λ	<i>Relacion de taperado.</i>
λ	<i>Relación de flujo respecto al flujo oscilante.</i>
μ	<i>Relacion de velocidad de punta.</i>
M	<i>Numero mach.</i>
I	<i>Momento de inercia de las palas.</i>
T_T	<i>Empuje del rotor de cola.</i>
l_T	<i>Distancia del rotor de cola al rotor principal.</i>
$h.p.M$	<i>Potencia del rotor principal.</i>
T_V	<i>Conservacion de la energia en hover.</i>
P_v	<i>Potencia en hover.</i>
P_o	<i>Potencia del perfl.</i>
k	<i>Momento de restauracion alrededor de la bisagra de aleteo.</i>
$M_{C.F}$	<i>Momento centrifugo.</i>
$B_1 + a_{1s}$	<i>Momento longitudinal de pitch.</i>
$A_1 - b_{1s}$	<i>Momento lateral del pitch.</i>
ϵ_F	<i>Angulo de ataque del estabilizador horizontal</i>
ϵ_{Fi}	<i>Angulo de ataque del estabilizador horizontal respecto al fuselaje.</i>

INTRODUCCIÓN

En los últimos años se han incrementado los incendios forestales, debido al calentamiento global, la falta de precaución de los seres humanos en el manejo de las fogatas, vidrios, colillas de cigarrillo entre otros.

Existen varios métodos utilizados para apagar un incendio forestal, en los que se destacan motobombas que expulsan y sustraen agua, químicos retardantes los cuales ayudan a disminuir la expansión de incendios, zanjas alrededor del incendio para evitar que se incremente y en las últimas décadas aeronaves adaptadas con dispositivos como el Bambi Bucket. Los helicópteros se emplean como puestos de control y para transporte de personal y equipo a lugares poco accesibles por tierra. Estos también son los primeros en llegar al área del incendio para ayudar a disminuir las llamas en los lugares más remotos, valiéndose del Bambi Bucket para transportar agua con un compuesto químico que ayuda mejorar su actividad.

Debido a la buena eficacia de los helicópteros en las páginas siguientes de este trabajo se va a desarrollar el diseño preliminar de un helicóptero para operación contra incendios forestales, debido a su gran servicio que presta cuando se desata un incendio forestal.

ABSTRACT.

In this project was established a preliminary design of a helicopter based on the theories of Leishman Gordon and Raymound Prouty , these theories are based on experimental tested in different wind tunnels, in the first part of the project were established design parameters as main rotor being based in the blade element, merit figure and lock number, after the tail rotor leaning in the requirements of main rotor followed followed by the fuselage which was analyzed with respect to drag together with aerodynamics on at different stages flight. In the second section flight the control taking with reference aerodynamics and testing in different wind tunnels develop by manufacturers followed the performance engine finally bambi bucket components were analyze and a special chamber where the chemical stored which mixed with water to give the best productivity in fighting wildfires forest

1. OBJETIVO GENERAL.

Determinar el diseño preliminar de un helicóptero para operaciones contra incendios forestales.

1.2 OBJETIVO ESPECIFICOS.

- Identificar los requisitos de la misión de nuestra aeronave de ala rotatoria para así obtener los primeros parámetros de rango, carga útil, velocidad de crucero y otros requerimientos que se necesiten.
- Establecer los elementos como los rotores de cola y principal junto con los de fuselajes y tren de aterrizaje para posteriormente analizarlos desde el punto de vista aerodinámico.
- Atraves de un software como el xflr5 interpretar algunos datos aerodinámicos, además de simular nuestra pala completa, para de esta manera mirar el comportamiento más idóneo para nuestro diseño.
- Establecer los pesos de los diferentes componentes entre ellos fuselaje, rotores, propulsión, entre otros, además de modelarlos por medio de un software como el Solid Edge st6 o Solid Works.

2. DISEÑO DEL ROTOR PRINCIPAL.

2.1 DISEÑO DEL ROTOR PRINCIPAL.

El rotor principal es uno de los componentes más importantes en el diseño de nuestro helicóptero ya que un buen diseño nos va permitir tener una buena eficiencia aerodinámica, un aumento significativo en la carga útil, una buena maniobrabilidad, una velocidad idónea en cada una de las fases de vuelo, además de tener el mejor peso junto con un buen coste.

En nuestro diseño preliminar del rotor principal examinaremos las siguientes consideraciones¹:

1. **EL TAMAÑO GENERAL:** Una determinación del diámetro del rotor, la carga discal y la velocidad de punta.
2. **FORMA DE LA PALA U HOJA:** La implicación de la cuerda, solidez, número de palas, giro de la cuchilla y una óptima forma en la distribución de giro de la cuchilla.
3. **SECCIÓN DE PERFIL AERODINÁMICO (S):** Éstos desempeñan un papel importante del rendimiento en general. En la mayoría de los rotores modernos, el uso de diferentes superficies de sustentación en varias estaciones a lo largo de la cuchilla será probablemente una opción de diseño para maximizar el rendimiento del rotor de nuestro helicóptero.

2.2 DETERMINACION DEL DIAMETRO Y PESO DEL ROTOR.

Este parámetro me da unas propiedades más eficientes en el diseño de nuestro rotor. Las ventajas de un diámetro de rotor más grande son cargas discales menores, velocidades inducidas más bajas, requerimientos de una potencia inducida baja y almacenamiento de energía cinética rotacional estable. Al mismo tiempo me da las desventajas de tener un mayor arrastre, inercia aunque esta

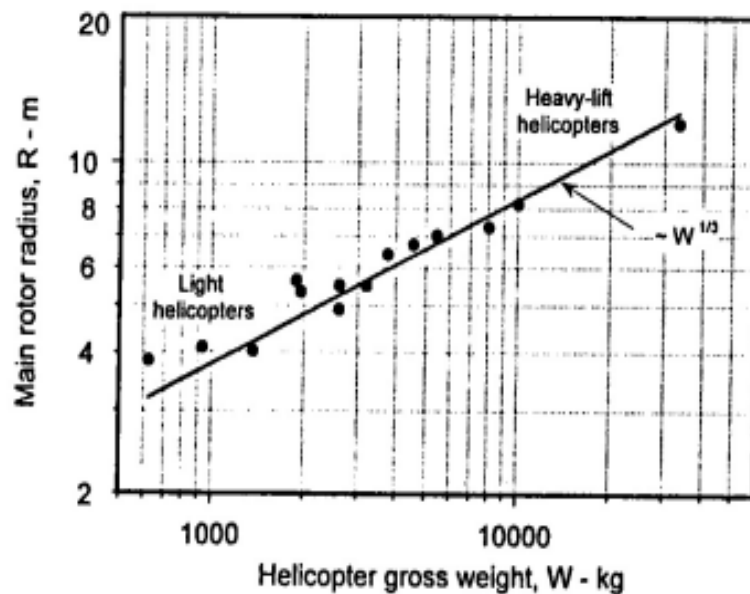
¹Leishman, J.Gordon Principles of helicopter aerodynamics.2ed. 2006.pag.281

depende de las propiedades del material la cual es de gran importancia en los estudios de autorrotación y por último el coste. Un diámetro pequeño del rotor me brinda un diseño más compacto, ligero, menor arrastre y menor coste pero al mismo tiempo me produce bastante arrastre inducido y su estabilidad dinámica es más compleja. En los parámetros de diseño, el radio de una pala generalmente se mantiene aproximadamente 40 pies (12 m) de lo contrario, la estructura adicional es necesario aumentar la rigidez de la hoja y este peso será significativo.

Teniendo en cuenta estos parámetros mencionados nuestro diámetro va tratar de cumplir con las ventajas de un diámetro relativamente grande, pero al mismo tiempo será compacto, ligero y se va disminuir el arrastre con un buen perfil que vamos a estudiar más adelante.

La Figura 2-1 de J. Gordon Leishman presenta un resumen de los principales radio de rotores con respecto al peso bruto de una selección de los helicópteros, con ayuda de esta grafica nos vamos a basar en un peso total de alrededor de 10.000 kg teniendo en cuenta la misión de nuestro helicóptero que es una carga adecuada. Al tomar como base este peso y las del diámetro mencionados vamos a empezar a determinar nuestros primeros cálculos para nuestro diseño.

Figura 2-1. Tendencia general en el tamaño del rotor principal (radio) versus peso bruto del helicóptero.



Fuente: J. Gordon L. Leishman. Principles of helicopter aerodynamics. 2ed. 2006. p. 282.

En base en la gráfica anterior podemos llegar al determinar nuestro radio del rotor principal el cual me indica que para un peso de 10.000kg nos correspondería un radio de 8m.

Con estos dos datos presentes procedemos a hallar nuestra área(A) mediante la siguiente ecuación:

$$A = \pi R^2 \quad (2-1)$$

Al remplazar los datos conocidos en la ecuación (2-1) determinamos el área.

$$A = \pi R^2 = 201.06 \, m^2 \text{ aproximando a } 201 \, m^2$$

Una vez hallada el área del disco del rotor proseguimos a obtener la carga discal del helicóptero.

2.3 CARGA DISCAL.

En nuestro diseño de helicóptero es importante analizar cada componte específico para esto tomaremos las siguientes características²:

2.3.1 Características de alta carga discal

- Bajas velocidades inducidas.
- Baja tasa de descenso en autorrotacion.
- Baja potencia requerida en vuelo estacionario.

2.3.2 Características de baja carga discal

- Un tamaño compacto.
- Bajo peso vacío.
- Disminución considerable del arrastre.

La ecuación de la carga discal es definida como el empuje sobre el área de esta manera:

$$DL = \frac{T}{A} \quad (2-2)$$

²Raymond W. Prouty. Helicopter performance, stability and control. 1ed, 1986, pag, 644

Donde (DL) es la carga discal, (T) es el empuje o fuerza en este caso la tomaremos como el peso y (A) es área, al utilizar la ecuación (2-2):

$$DL = \frac{98000N}{201m^2} = 485 Pa$$

2.4 VELOCIDAD INDUCIDA.

Es una velocidad que se genera por la perturbación inducida de la carga del viento sobre el disco del rotor. La velocidad inducida es un parámetro clave para nuestro estudio del rotor en condiciones de vuelo, si los cálculos de esta son precisos la respuesta dinámica puede correlacionarse bastante bien en nuestro diseño la cual se da mediante la siguiente ecuación³:

$$v_h \equiv v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (2-3)$$

Donde v_i es la velocidad inducida, T es el empuje, ρ es la densidad del fluido de aire tomado a nivel del mar y A es el área del disco del rotor. Al Reemplazar los valores conocidos en la ecuación (2-3):

$$v_i = \sqrt{\frac{98000N}{2 * 1.225 \frac{kg}{m^3} * 201m^2}} = 14.10 \frac{m}{s}$$

2.5 POTENCIA INDUCIDA.

La potencia requerida para vuelo estacionario o el trabajo hecho por el rotor sobre un fluido por unidad de empuje viene dada para el diseño de nuestro rotor por la siguiente ecuación⁴:

$$P = T v_i \quad (2-4)$$

³ J. Gordon Leishman Principles of helicopter aerodynamics. 2ed.2006, pag 63

⁴ J. Gordon Leishman Principles of helicopter aerodynamics. 2ed.2006 pag 63

Donde (P) es la potencia ideal la cual es inducida y v_i la velocidad inducida, al tomar la ecuación (2-4) nuestra potencia inducida es:

$$P = 98000N * 14.10 \frac{m}{s} = 1381800 \frac{J}{s} \text{ o } 1853hp$$

2.6 CARGA DE POTENCIA.

Es un parámetro de eficiencia para nuestro diseño del rotor el cual me indica cual es la menor potencia requerida para permanecer en vuelo estacionario requerido y por lo tanto el mínimo consumo de combustible posible para un peso neto dado, esta se describe en la siguiente ecuación⁵:

$$PL = \frac{W}{P} = \frac{T}{P} \quad (2-5)$$

Donde las variables se describieron anteriormente Para obtener la carga de potencia se va a remplazar los valores conocidos de la ecuación (2-5).

$$PL = \frac{98000N}{1381800 \frac{J}{s}} = 0.0709 \text{ Watt}$$

2.7 ANALISIS DEL ELEMENTO PALA.

El análisis de la pala da una de las mayores eficiencias aerodinámicas que nos llevan a escoger y a encontrar las características como perfil aerodinámico, ángulos de ataque local, de influencia y twist entre otros de esta manera ayuda a un rendimiento adecuado de nuestro helicóptero en cada una de las fases de vuelo de nuestro helicóptero.

⁵ J. Gordon Leishman Principles of helicopter aerodynamics. 2ed.2006,

2.8 VELOCIDAD EN LA PUNTA DE LA PALA.

2.8.1 Limitaciones de diseño

El proceso para determinar el punto de diseño más idóneo de este helicóptero se requiere de una serie de pasos o limitaciones relacionadas que han establecido los fabricantes y las autoridades aeronáuticas con las características acústicas y aerodinámicas de este mismo, el cual vamos a estudiar a continuación⁶.

2.8.2 Limitaciones y ventajas de ruido admisibles.

La primera limitación viene dada por los niveles de ruido que genera el rotor principal al momento de que sus palas golpean el aire. Este ruido es conocido también como “flapeo” y es producido por la punta de las palas. Para prevenir que los niveles de ruido sean elevados los fabricantes han limitado la velocidad de punta de pala a 750 ft/s.

$$(\Omega R)_d < 228,6 \text{ m/s}$$

Otra limitación viene dada por la necesidad de evitar los efectos de compresibilidad en vuelo de avance. Los efectos de compresibilidad provocan que el centro aerodinámico se traslade hacia la parte del borde de salida, desde $\frac{1}{4}$ de la cuerda hasta $\frac{1}{2}$. El coeficiente de momentos muestra una variación brusca del momento hacia abajo, produciéndose un aumento de las cargas de control que pueden limitar la velocidad de avance y dañar hasta las palas. Para evitar tales daños se limita el número de Mach en punta de pala para vuelo de avance a un valor inferior a 0,92. Una alta velocidad de punta tiene la ventaja de peso bajo del rotor y sistema de transmisión y una alta energía almacenada para la autorrotación.

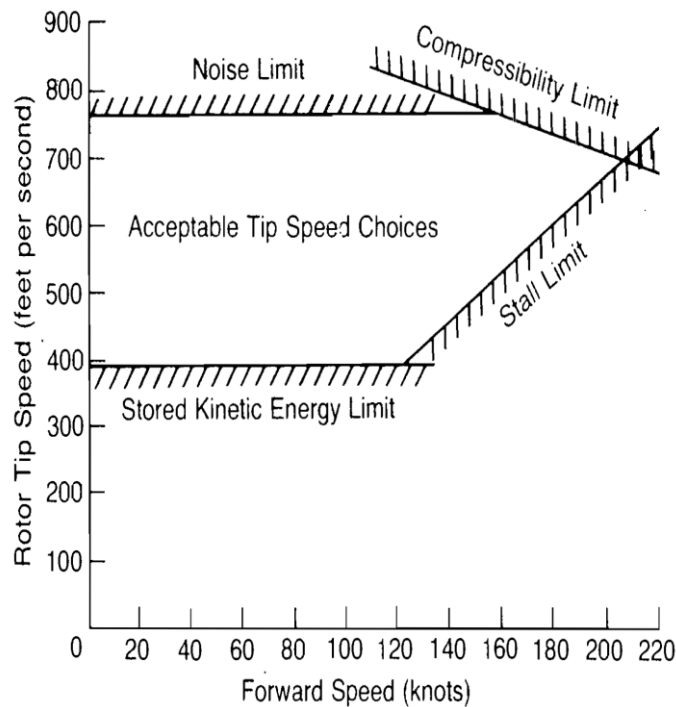
Otra limitación viene dada por la necesidad de prevenir la entrada en pérdida de punta de pala en vuelo en avance. La mayoría de perfiles utilizados en rotores presentan o entran en pérdida en el borde de ataque o salida a bajos y a elevados números Mach. La combinación de la rotación y de la velocidad de avance del helicóptero pueden causar que las palas se encuentren en retroceso durante la rotación y entren en pérdida. Por ello se limita entre la velocidad de vuelo y la velocidad de punta de pala a un valor de 0,45.

⁶ Raymond W. Prouty. Helicopter performance, stability and control.1ed.1986 pag.645.

2.8.3 Selección de la velocidad según los límites establecidos

Teniendo en cuenta cada uno de los parámetros descritos anteriormente, se tomara la figura (2-2) la cual fue extraída del libro de *Raymond W. Prouty*, la cual tiene los diferentes límites anteriormente mencionados para tomar unas buenas opciones de velocidad para nuestro diseño.

Figura 2-2 Limitaciones sobre la elección de velocidades en la punta.



Fuente: *Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control 1.ed.1986 p.645.*

2.9 LA VELOCIDAD ANGULAR Y VELOCIDAD DEL FLUJO INTERNO.

La velocidad angular (Ω) es la medida de la velocidad de rotación, se define como el ángulo por unidad de tiempo, en este caso es la velocidad del giro de las aspas del rotor principal, la cual es similar al doble de la velocidad inducida, para elegir esta velocidad vamos a tomar los límites de diseño anteriormente mencionados y descritos en la figura (2-2) de Raymond Prouty, de esta manera se llegó a la escogencia de **269.29 RPM** en donde cumple y satisface los requerimientos anteriores mencionados.

$$269.29 \text{ RPM} = 28.2 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$$

Establecido algunas de las características que se produce al aumentar la velocidad de punta de pala del rotor proseguimos a hallar la velocidad de esta con la siguiente ecuación⁷:

$$v_{tip} = \Omega R \quad (2-6)$$

Donde Ω es la frecuencia rotacional del rotor y R el radio. Para obtener la velocidad de punta vamos a remplazar los datos conocidos en la ecuación (2-6).

$$v_{tip} = 28.2 \frac{\text{rad}}{\text{s}} * 8\text{m} = 225.6 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Donde la velocidad de rotación local v_l se incrementa linealmente hacia la punta la cual es definida de la siguiente manera:

$$v_l = \Omega r \quad (2-7)$$

Donde r es una pequeña sección en el centro de rotación, y al remplazar los datos en la ecuación (2-7) obtenemos:

$$v_l = 28.2 \frac{\text{rad}}{\text{s}} * 4\text{m} = 112.8 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

2.10 DETERMINACIÓN DE LA VELOCIDAD DE CRUCERO.

La velocidad de crucero es un importante parámetro, para llevarlo a cabo nos basamos en la figura (2-2) el cual nos va mostrar la velocidad de punta conforme a la velocidad de avance dentro de unos límites permitidos de este modo nuestra velocidad de velocidad de avance es:

⁷ Raymond W. Prouty. Helicopter performance, stability and control. 1ed, 1986, Pag 11

$$v = 68 \frac{m}{s}$$

2.11 ROTOR ADVANCE RATIO

La relación entre la velocidad de avance del helicóptero referente a la velocidad angular en el radio de la pala es conocido como la relación de avance del rotor y viene dada por la siguiente ecuación⁸:

$$\mu = \frac{v}{\Omega R} \quad (2-8)$$

Donde μ es relación de avance del rotor. Y al remplazar los datos conocidos en la ecuación (2-8) obtenemos:

$$\mu = \frac{68 \frac{m}{s}}{28.2 \frac{\text{rad}}{s} * 8m} = 0.3014$$

2.12 NUMERO MACH.

Para un diseño óptimo que se encuentren dentro los límites establecidos anteriormente analizaremos este concepto. Esta es la relación entre la velocidad de punta de pala y la velocidad local del sonido y puede ser interpretado físicamente como una relación de las fuerzas de inercia en el fluido a las fuerzas resultante de la compresibilidad. El número mach viene dado por la siguiente ecuación:

$$M = \frac{v_{tip}}{v_{sonido}} \quad (2-9)$$

Donde M es igual a la velocidad de punta sobre la del sonido. Al remplazar estas velocidades en la ecuación (2-9) se obtiene:

$$M = \frac{225.6 \text{ m/s}}{340 \text{ m/s}} = 0.6635$$

⁸ Raymond W. Prouty. Helicopter performance, stability and control. 1ed.1986pag 122

2.13 COEFICIENTE DE EMPUJE DEL ROTOR

En ingeniería es normal emplear coeficientes adimensionales, en este caso para el estudio de nuestro rotor vamos a emplear los desarrollados por la NASA debido a que es necesario para el análisis del rotor de nuestro helicóptero. Este coeficiente de empuje se describe mediante la siguiente ecuación⁹:

$$C_T = \frac{T}{\rho A v_{tip}^2} \quad (2-10)$$

Donde C_T es el coeficiente de empuje, y el resto de las variables se han descrito anteriormente. Al remplazar los valores conocidos en la ecuación (2-10) obtenemos:

$$C_T = \frac{98000N}{1.225 \frac{kg}{m^3} * 201m^2 * 225.6^2 \frac{m}{s}} = 0.00782$$

2.14 COEFICIENTE DE POTENCIA DEL ROTOR.

Este se basa en la suposición de flujo en una dimensión, el cual significa que este valor de flujo de entrada es asumido para ser distribuido uniformemente sobre el disco. El coeficiente de potencia del rotor es definido como¹⁰:

$$C_P = \frac{T v_i}{\rho A (\Omega R)^3} \quad (2-11)$$

Donde C_P es el coeficiente de potencia del rotor, las otras variables se han descrito anteriormente, al utilizar la ecuación (2-11):

$$C_P = \frac{98000N * 14.10m/s}{1.225 \frac{kg}{m^3} * 201m^2 (28.2 \frac{rad}{s} * 8m)^3} = 0.000488$$

⁹ J. Gordon Leishman Principles of helicopter aerodynamics. 2ed.2006, pag 67

¹⁰ J. Gordon Leishman Principles of helicopter aerodynamics. 2ed.2006, pag 67

Como el coeficiente de potencia y de torque es igual numéricamente entonces se puede escribir así¹¹:

$$P = \Omega Q \quad (2-12)$$

Donde Q es el torque del rotor. Al despejar el torque de la ecuación (2-12) de esta manera:

$$\frac{P}{\Omega} = Q \quad (2-13)$$

Para conocer el torque se va remplazar P y Ω respectivamente en la ecuación (2-13):

$$Q = \frac{1381800 \text{ J/s}}{28.2 \text{ rad/s}} = 49000 \text{ J}$$

2.15 COEFICIENTE DE TORQUE DEL ROTOR.

El coeficiente de torque C_Q se calcula al tomar como base el flujo de entrada uniforme y perdidas no viscosas. El correspondiente coeficiente de torsión del eje del rotor se define como¹²:

$$C_Q = \frac{Q}{\rho A (\Omega^2) (R)^3} \quad (2-14)$$

Al remplazar los valores correspondientes en la ecuación (2-14) obtenemos el valor numérico del coeficiente de torque:

$$C_Q = \frac{49000 \text{ Watt}}{1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * 201 \text{ m}^2 (28.2^2) (8)^3} = 0.000488$$

¹¹ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control. 1ed. 1986 pag 16

¹² J. Gordon Leishman Principles of helicopter aerodynamics. 2ed. 2006

2.16 SOLIDEZ.

La selección de la solidez del rotor σ , durante el proceso del diseño de nuestro helicóptero va requerir de una cuidadosa consideración de los límites de pérdida de pala. Hay dos posibles condiciones de vuelo que pueden determinar la solidez¹³:

1. **FLOTACIÓN ALTA PARA ALTURA Y LA TEMPERATURA:** La solidez se selecciona para conseguir la máxima figura del Mérito.
2. **VELOCIDAD MÁXIMA:** se selecciona para evitar la pérdida por retroceso de la cuchilla a la velocidad máxima de diseño.

Los valores para la solidez de los helicópteros actuales varían de 0,06 a 0,12. Los Helicópteros más pequeños tienden a tener menores rotores de solidez, esta ecuación puede ser dada de la siguiente manera¹⁴:

$$\frac{C_T}{\sigma} = 0.1145 - 0.1261 * \mu \quad (2-15)$$

Al despejar la solidez del rotor de la ecuación (2-15) obtenemos:

$$\sigma = \frac{C_T}{0.1145 - 0.1261 * 0.3} = 0.103$$

2.17 ASPECTO DE RADIO

Es la relación de la superficie de la pala conforme a la cuerda. Una pala que tenga un aspecto de radio alto tiene una menor área afectada por los vórtices de punta y una menor resistencia inducida, si el aspa tiene un bajo aspecto de radio las aspas tendrán una mayor área afectada por los vórtices de punta. Para mantener una resistencia inducida a un mínimo absoluto, se va tratar de hacer el diseño de las palas lo más larga posible. En nuestro diseño hemos decidido tomar un aspecto de radio de:

$$AR = 24.61$$

Este aspecto de radio se observara su comportamiento si es el idóneo en las gráficas del perfil y posteriormente de la pala por medio del software xflr5.

¹³ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986pag 646

¹⁴ Universidad politécnica de Catalunya diseño preliminar de un helicóptero David Martínez Santin, pág. 11

2.18 CUERDA

Es la línea recta entre el borde de ataque y el borde de salida del aspa del helicóptero y se va representar por la siguiente ecuación:

$$c = \frac{\text{Diametro}}{AR} \quad (2-16)$$

Donde los parámetros se han descrito anteriormente. Al remplazar los valores en la ecuación (2-16) obtenemos el valor de la cuerda de nuestro diseño:

$$c = \frac{16m}{24.61} = 0.65m$$

2.19 NUMERO DE PALAS.

Están basados en las condiciones aerodinámicas para nuestro diseño y secundarias como son las vibraciones, el ruido, el peso, costo y conveniencia operativa. Algunas de sus preocupaciones pueden ser organizadas en función de las ventajas que se muestran a continuación¹⁵:

Las ventajas al usar un bajo número de palas del rotor son: Reducción del peso del eje y las palas, se minimiza la resistencia del eje, bajo peso al rotor, bajo coste, fácil de plegar o guardar y baja vulnerabilidad a combatir los daños de hoja de gran rigidez torsional

Las ventajas de usar un alto número de palas son: Bajas vibraciones del rotor inducido, mayor sustentación.

En el número de palas hay que tener factores en cuenta, factores importantes en nuestro análisis como la solidez, la constante π del radio y la cuerda de esta forma se llega a la siguiente ecuación:

$$Nb = \frac{\sigma * \pi * R}{c} \quad (2-17)$$

Donde Nb es el número de palas, c la cuerda y las otras variables se han especificado anteriormente al remplazando los valores obtenidos anteriormente en la ecuación (2-17) obtenemos:

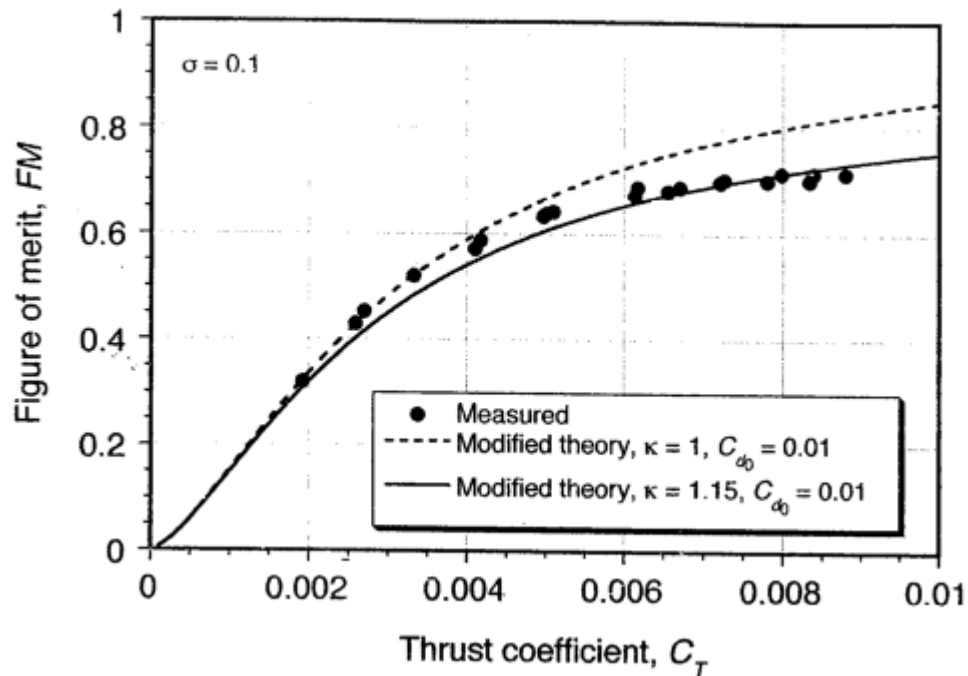
¹⁵ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag 646

$$Nb = \frac{0.103 * \pi * 8}{0.65} = 3.98 \text{aproximando } 4.$$

2.20 FIGURA DE MERITO

Este parámetro es muy importante dado que me indica las siguientes características: el área del disco, solidez, relación de aspecto de la hoja, las características de la sección de perfil aerodinámico y la velocidad punta la cual relaciona la potencia inducida a la potencia real. Esta se conoce como la figura de mérito. La cual establece J. Gordon Leishman y Raymond Prouty de 0.75 hacia arriba como buen diseño.

Figura 2-3 Figura de mérito, predicción hecha con la teoría de momento modificada para medir los resultados de un rotor en vuelo estacionario.

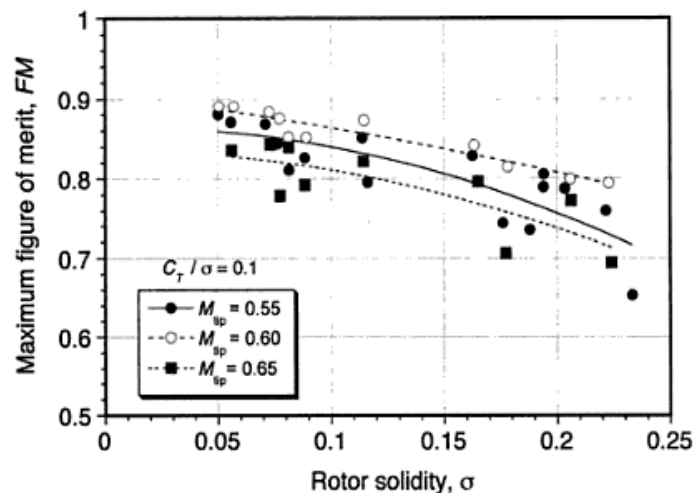


Fuente.J. Gordon Leishman Principles of helicopter aerodynamics. 2ed.,2006,.p.71.

Con base a la figura (2-3) tenemos una figura de mérito de 0.75 .De la misma manera es importante conocer el máximo rendimiento de nuestra figura de mérito para esto se va tomar como referencia la solidez y el numero mach Figura (2-

3).dos parámetros que abarcan los fenómenos de compresibilidad y comportamiento de las palas.

Figura (2-4) Variación medida de la figura de mérito versus solidez del rotor para diferentes números Mach en la punta de pala en el rotor principal.



Fuente: J.GordonLeishman. Principles of helicopter aerodynamycs.2ed. 2006.p 286.

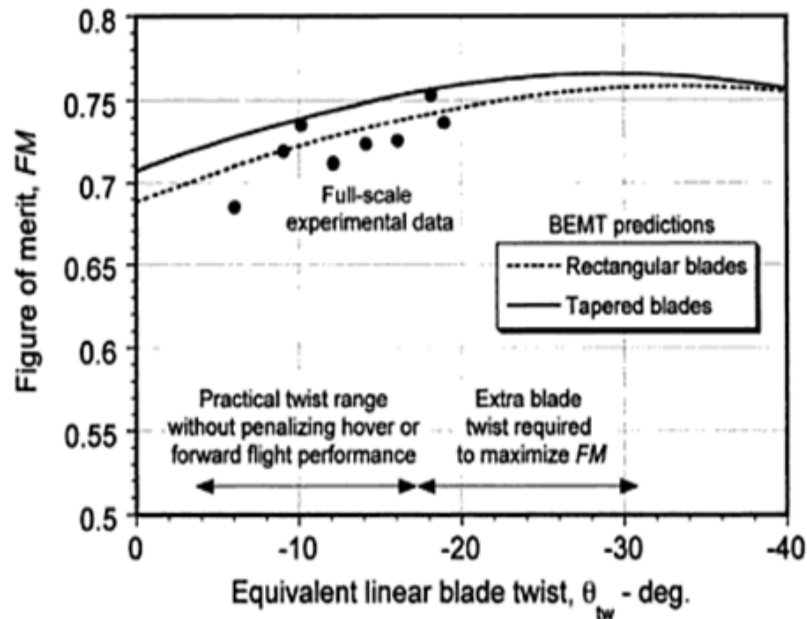
La máxima Figura de mérito es 0.82 al tomar como base de la figura (2-4)

2.21 TWIST O TORSIÓN.

El uso correcto de torsión puede mejorar significativamente la figura de mérito del rotor de nuestro diseño, en estudios previos se ha demostrado que el giro negativo (hacia abajo) puede redistribuir el ascenso sobre la hoja y ayudar a reducir la potencia inducida, pero sólo hasta cierto punto. Por lo tanto el uso adecuado de giro sobre la hoja puede mejorar de forma significativa la figura de mérito de nuestro diseño en vuelo estacionario. Un alto giro o twist produce un buen rendimiento en vuelo estacionario y retrasa la pérdida de pala en vuelo hacia adelante, pero esta también produce altas vibraciones en vuelo hacia adelante. Generalmente los diseñadores para llevar a cabo un buen twist que cumpla cada requerimiento anterior dado se han tomado entre los siguientes parámetros: -8 y -14 grados sin embargo este puede variar según los datos obtenidos del elemento de pala y posteriormente de la figura de mérito.

En la figura (2-5) vamos a obtener nuestro twist o giro para el diseño de nuestro helicóptero.

Figura (2-5) Efecto del giro de pala respecto la figura de merito



Fuente J. Gordon L. Leishman. Principles of helicopter aerodynamics. 2ed. 2006. Pág. 291.

Para nuestro caso tendremos un twist de -12 grados, al tomar como referencia la figura (2-5).

2.22 DISEÑO DE PLATAFORMA Y DE PUNTA

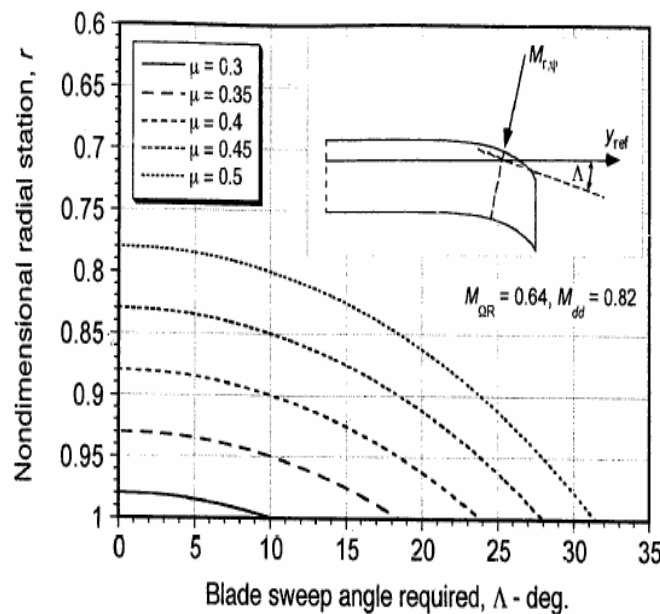
Las puntas de las palas juegan un papel muy importante en el rendimiento aerodinámico del rotor de este helicóptero. Las puntas de las hojas se encuentran con la máxima presión dinámica, los altos números de Mach y vórtices de punta arrastrados fuertes que se producen allí.

A medida de la historia varios fabricantes de la industria aeronáutica han mejorado el diseño de punta, este diseño único incorpora parámetros geométricos, barrido, cónicos y ángulos anhedrales y forma de planta entre otros. La cuchilla también puede tener un efecto importante en la distribución de levantamiento de la hoja y por ende en el rendimiento del rotor y esta a su vez la mejora la figura de mérito.

El diseño para nuestro helicóptero está basado en un barrido y una culminación en punta, la cual va permitir disminuir los vórtices y por consiguiente la presión dinámica. También al disminuir los vórtices va mejorar el flapeo sobre la rotación de las palas y del mismo modo va disminuir las ondas de choque. En la figura

(2-6) miraremos la estación radial, respecto al barrido requerido para un radio de avance del rotor.¹⁶

Figura (2-6) Angulo de paso requerido para mantener un normal número Mach de incidencia para la pala igual a la constante para una relación de avance dada



Fuente: J. Gordon Leishman. Principles of helicopter aerodynamics. 2ed. 2006. p294.

2.23 AIRFOIL SECTION.

La elección de la sección del perfil aerodinámico del diseño del rotor del helicóptero requiere una consideración especial debido a las mejoras significativas en el rendimiento del rotor. Los primeros perfiles aerodinámicos utilizados en los helicópteros fueron los NACA los cuales se denominaron de primera generación. Más tarde, los helicópteros comenzaron a usar una variedad de superficies de sustentación, secciones que fueron optimizados para que coincidiera con los

¹⁶ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control. 1ed. 1986, pag 647

requisitos aerodinámicos de cada estación a lo largo de la hoja, a estos se les denomina de segunda generación.

En la elección del perfil de nuestro diseño es importante tener en cuenta los diferentes parámetros como: la sustentación, el arrastre y los momentos que producen para la estabilidad. Un perfil delgado me puede retrasar las ondas de choque, me da la posibilidad de obtener una buena velocidad me disminuye el arrastre, pero al mismo tiempo es muy vulnerable a los diferentes ángulos de ataque por ende los momentos producidos serán mayores. Un perfil con gran espesor me dará un buen comportamiento en los momentos, pero un aumento en el arrastre y una disminución de la sustentación por ende para la selección de nuestro perfil nos hemos basado en un principio en el de la figura de mérito, que en este caso nos da una adopción de perfil 23010 con las siguientes especificaciones:

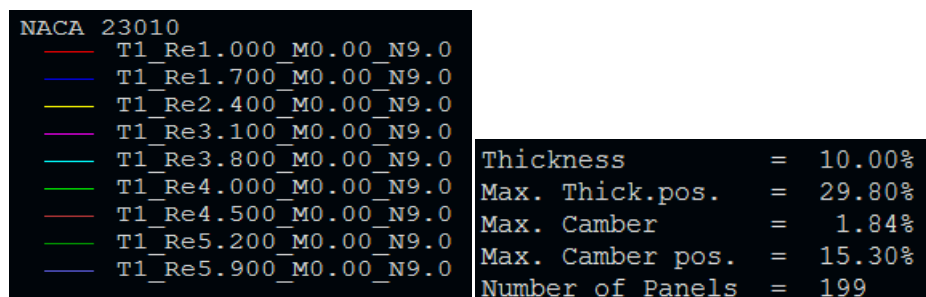
La serie de cinco dígitos NACA describe formas aerodinámicas.

1. La primera cifra, multiplicada por 0,15, da coeficiente de sustentación.
2. El segundo y tercer dígitos, cuando se divide por 2, dan la ubicación de la curvatura máxima como una distancia desde el borde de ataque (como por ciento de la cuerda).
3. En cuarto y quinto dígitos dan el espesor máximo de la superficie de sustentación (como por ciento de la cuerda).

Es decir el perfil aerodinámico estará alrededor de 1.8 el segundo y tercer dígito nos dará la curvatura máxima 20% y el espesor será del 10%.

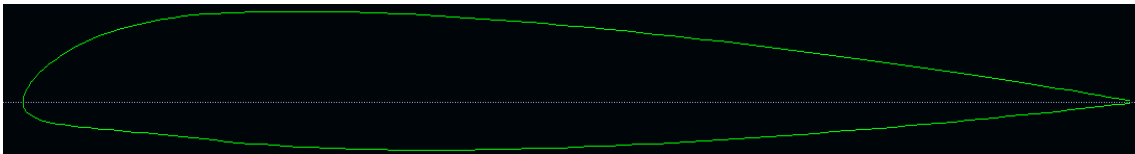
Por último es de gran importancia analizar el comportamiento de nuestra pala a diferentes números de Reynolds ya que este da la velocidad, la altitud y la viscosidad a diferentes altitudes para esto nos basaremos en el software xflr5.

Figura 2-7. Líneas de distintos colores que indican distintos números de Reynolds.



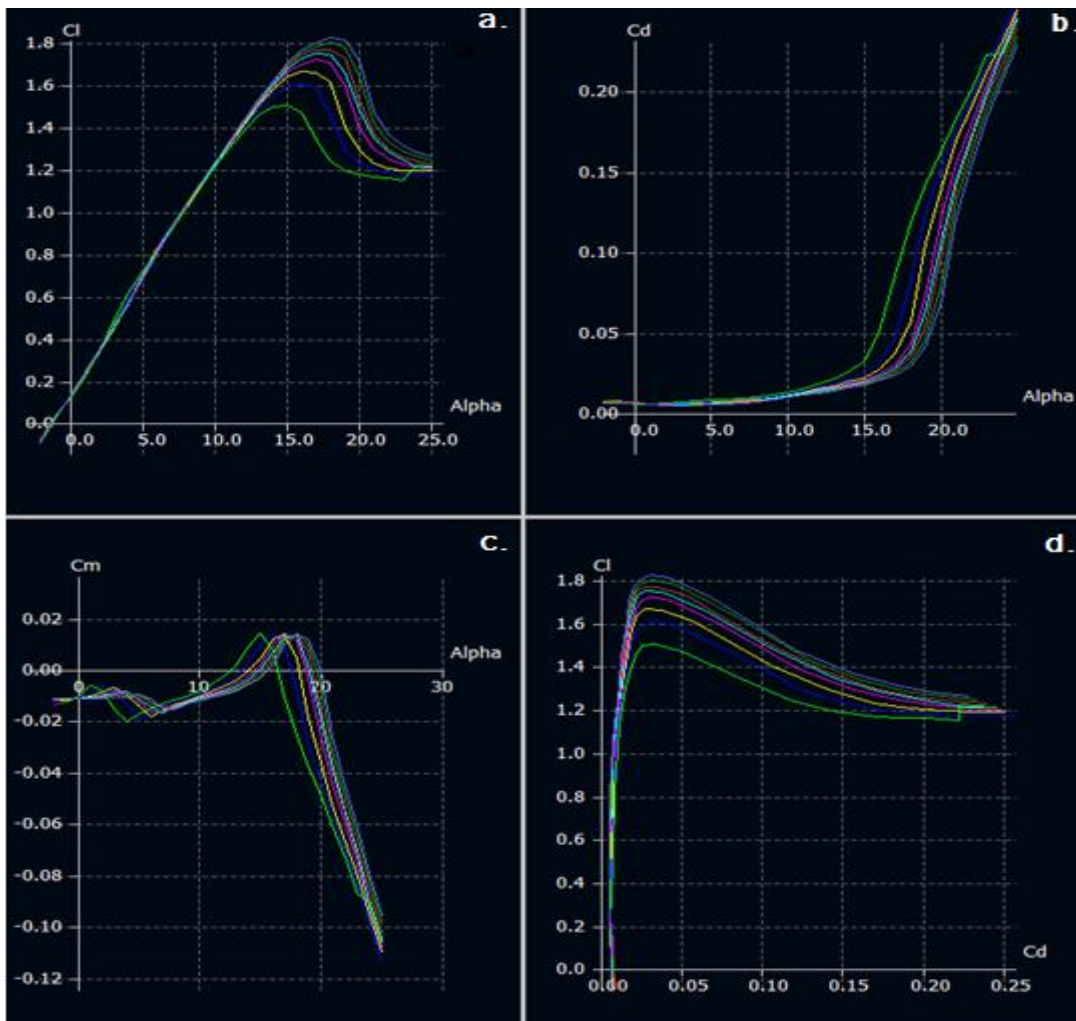
Fuente. Software XFR5.

Figura 2-8. Perfil alar NACA 23010.



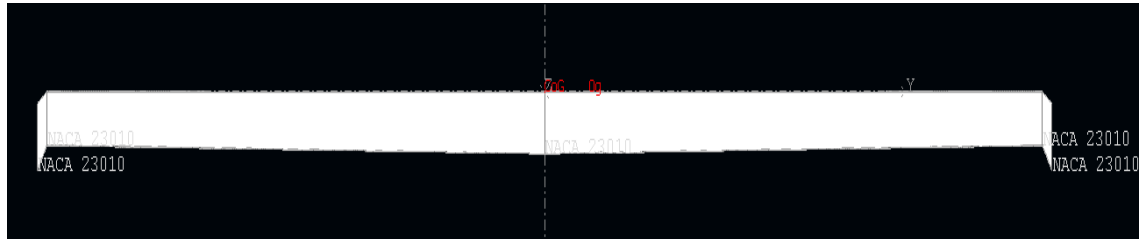
Fuente. Software XFR5.

Figura 2-9. a. Grafica coeficiente de sustentación versus ángulo de ataque. b. Grafica coeficiente de resistencia (drag) versus ángulo de ataque. c. Grafica coeficiente de momentos versus ángulo de ataque. d. Grafica coeficiente de sustentación versus coeficiente de resistencia.



Fuente. Software XFR5.

Figura 2-10. Pala del rotor principal desde alzado.



Fuente. Software XFR5.

Figura 2-11. Pala del rotor principal vista frontal.



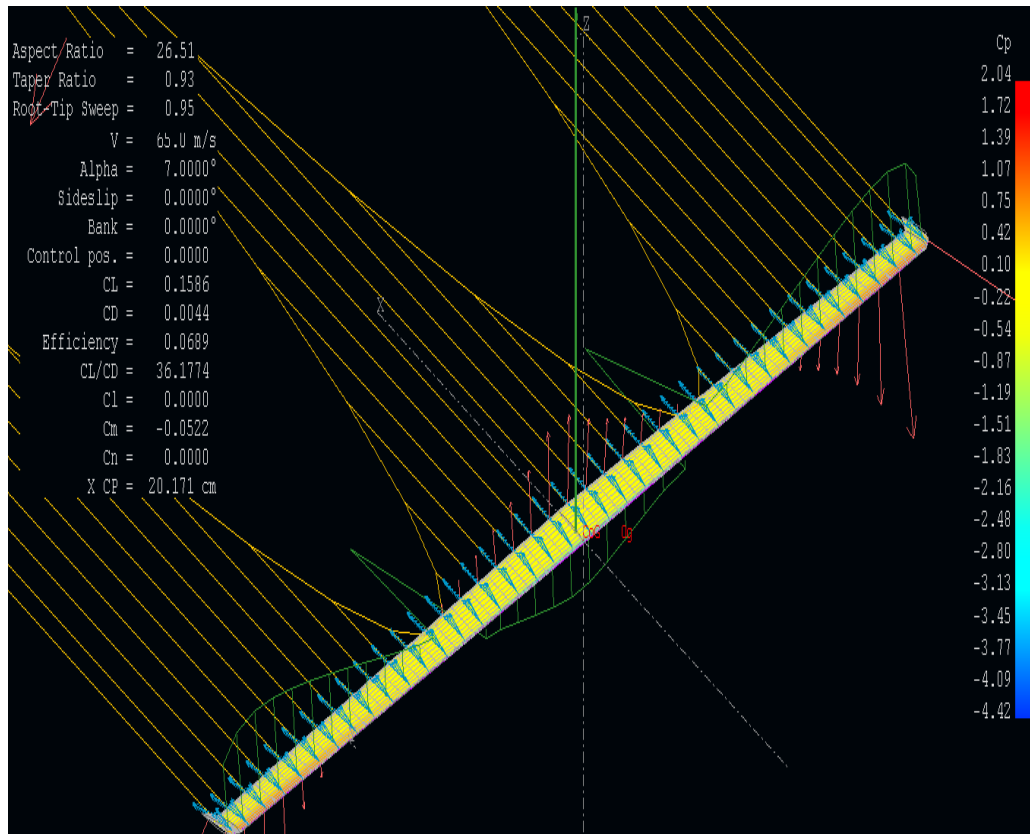
Fuente, Software XRE5.

Tabla. 2.1 valores de perfil NACA 23010.

alpha	CL	CD	CDp	Cm	Top	Xtr	Bot	Xtr	Cpmin	Chinge	XCp
-2.000	-0.0913	0.00677	0.00113	-0.0112	0.4810	0.0230	-1.6601	0.0000	0.1220		
-1.000	0.0288	0.00794	0.00150	-0.0122	0.6354	0.0589	-0.9852	0.0000	0.6783		
0.000	0.1333	0.00691	0.00090	-0.0112	0.2915	0.0829	-0.6395	0.0000	0.3322		
1.000	0.2393	0.00558	0.00082	-0.0108	0.2407	0.6132	-0.7846	0.0000	0.2920		
2.000	0.3490	0.00521	0.00096	-0.0103	0.2136	0.8362	-0.9479	0.0000	0.2759		
3.000	0.4579	0.00525	0.00119	-0.0093	0.1940	0.9394	-1.1268	0.0000	0.2662		
4.000	0.5670	0.00550	0.00143	-0.0085	0.1798	0.9762	-1.3269	0.0000	0.2600		
5.000	0.7173	0.00833	0.00278	-0.0173	0.1962	1.0000	-1.5942	0.0000	0.2684		
6.000	0.8134	0.00636	0.00211	-0.0139	0.1462	0.9978	-1.8563	0.0000	0.2604		
7.000	0.9369	0.00697	0.00260	-0.0170	0.1218	1.0000	-2.3966	0.0000	0.2604		
8.000	1.0346	0.00777	0.00327	-0.0146	0.0937	1.0000	-3.0967	0.0000	0.2551		
9.000	1.1326	0.00904	0.00431	-0.0127	0.0546	1.0000	-3.9356	0.0000	0.2509		
10.000	1.2307	0.01063	0.00571	-0.0111	0.0245	1.0000	-4.9307	0.0000	0.2473		
11.000	1.3295	0.01206	0.00710	-0.0099	0.0141	1.0000	-6.0256	0.0000	0.2442		
12.000	1.4255	0.01362	0.00868	-0.0084	0.0091	1.0000	-7.2768	0.0000	0.2410		
13.000	1.5173	0.01536	0.01049	-0.0065	0.0067	1.0000	-8.6171	0.0000	0.2376		
14.000	1.6042	0.01721	0.01243	-0.0042	0.0058	1.0000	-10.0242	0.0000	0.2341		
15.000	1.6778	0.01970	0.01507	-0.0003	0.0046	1.0000	-11.3980	0.0000	0.2297		
16.000	1.7307	0.02242	0.01796	0.0062	0.0042	1.0000	-12.7423	0.0000	0.2239		
17.000	1.7554	0.02728	0.02304	0.0128	0.0037	1.0000	-13.9056	0.0000	0.2181		
18.000	1.7454	0.03804	0.03416	0.0133	0.0031	1.0000	-14.6731	0.0000	0.2152		
19.000	1.6686	0.06240	0.05906	0.0022	0.0030	1.0000	-14.5728	0.0000	0.2188		
20.000	1.4913	0.10455	0.10184	-0.0175	0.0034	1.0000	-13.0675	0.0000	0.2294		
21.000	1.3565	0.14285	0.14060	-0.0373	0.0036	1.0000	-11.8206	0.0000	0.2431		
22.000	1.2889	0.17191	0.16995	-0.0545	0.0035	1.0000	-11.2477	0.0000	0.2558		
23.000	1.2459	0.19822	0.19652	-0.0719	0.0032	1.0000	-10.8136	0.0000	0.2692		
24.000	1.2211	0.22244	0.22096	-0.0891	0.0030	1.0000	-10.4774	0.0000	0.2825		
25.000	1.2137	0.24322	0.24191	-0.1046	0.0029	1.0000	-10.3497	0.0000	0.2936		

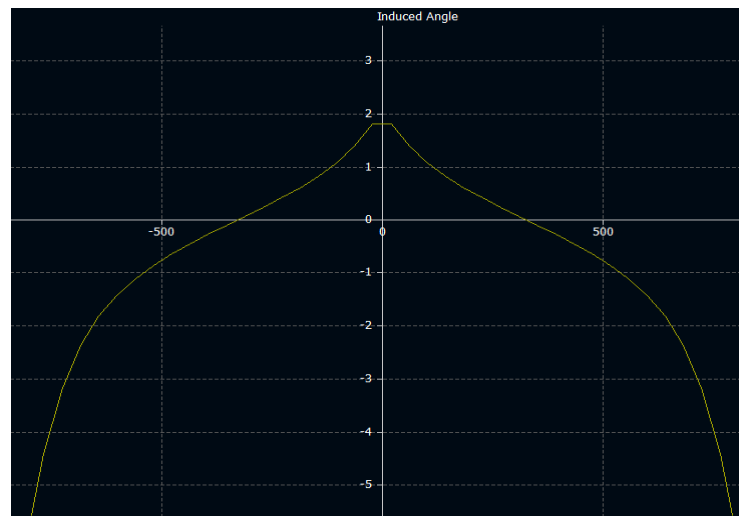
Fuente: software xflr5.

Figura 2-11 Pala del rotor principal sometida a prueba por el software xflr5.



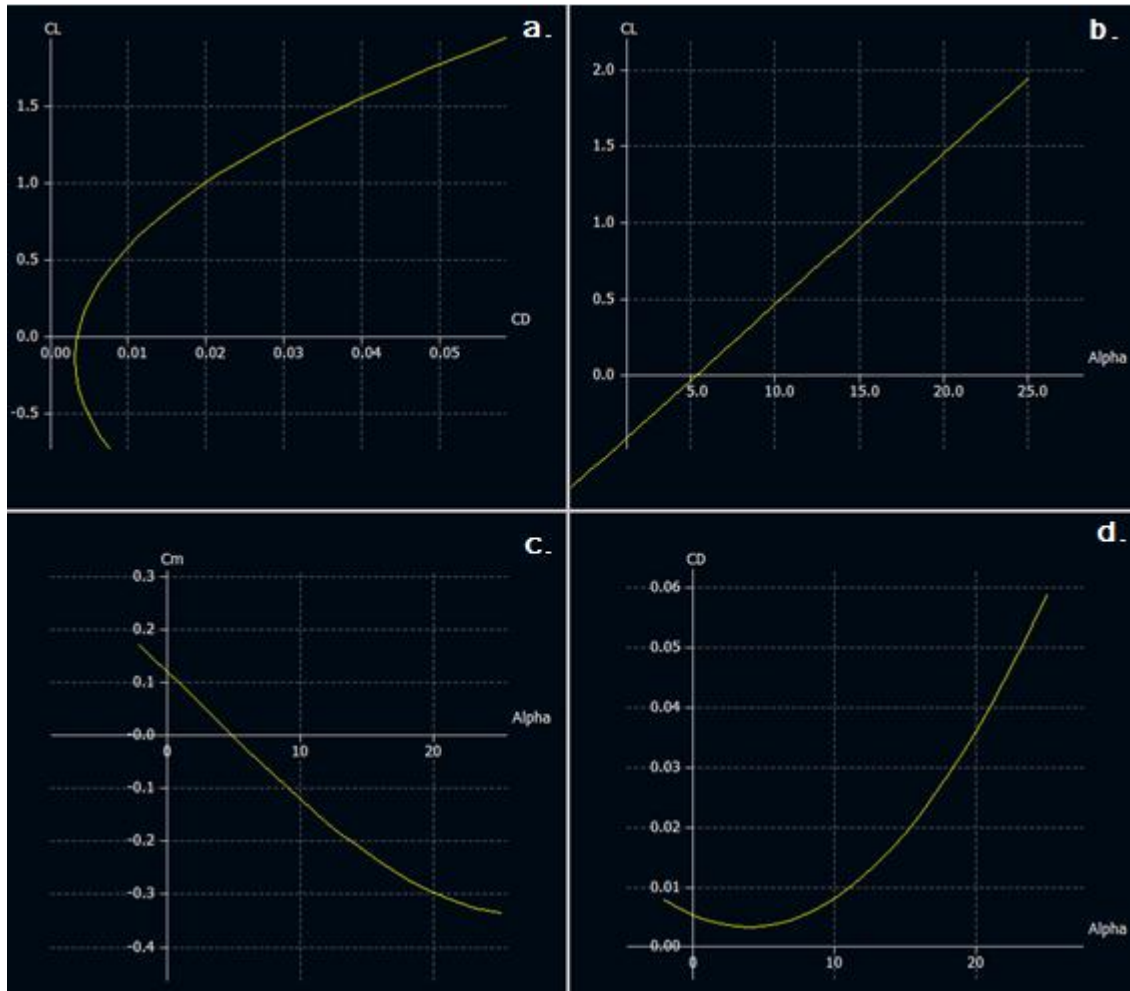
Fuente. Software XFR5

Figura 1-12. Grafica ángulo inducido de la pala



Fuente. Software XFR5.

Figura 1-13a. Graficas coeficiente de sustentación versus coeficiente de resistencia. grafica coeficiente de sustentación versus ángulo de ataque. gráfica de coeficiente de momento versus ángulo de ataque. d.Grafica coeficiente de resistencia versus ángulo de ataque.



Fuente. Software XFR5.

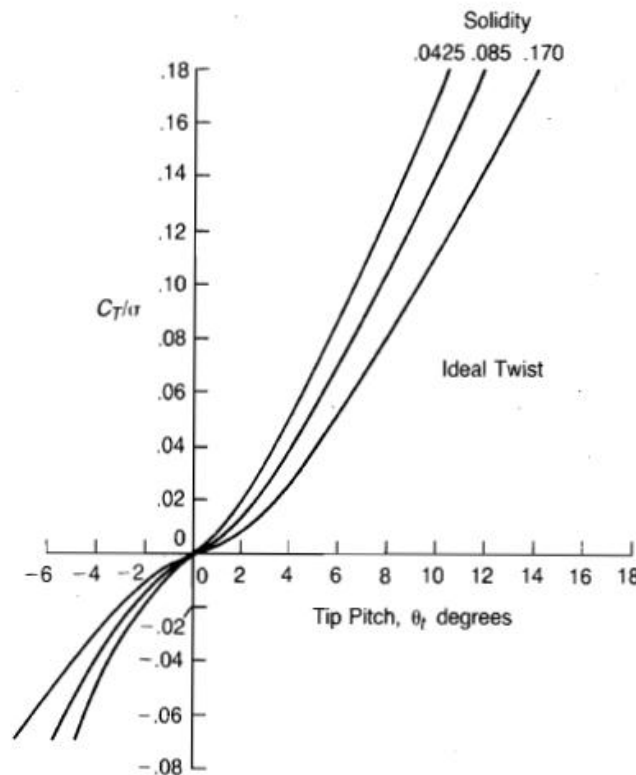
2.24 ANGULO DE PITCH EN LA PUNTA

Es importante analizar los diferentes ángulos de nuestro diseño de pala como el de la punta de las palas y el twist o giro, el cual es formado entre el centro de rotación y la punta de la pala, y de esta manera obtener la sustentación más adecuada y mejor rendimiento de nuestro helicóptero.

Este ángulo es de gran importancia para la ayuda del arrastre inducido ya que los torbellinos van desapareciendo con un área de punta larga y con un ángulo favorable, para determinar el pitch de punta de pala nos vamos a basar en el

coeficiente de empuje/solidez en función de la punta de la pala para una solidez determinada, en este caso 0.103 de Raymond Prouty como lo muestra la figura (2-14)¹⁷

Figura (2-14) coeficiente de empuje/solidez como función ángulo de pich en la punta de la pala.



Fuente.Raymond W. Prouty. *Helicopter performance, stability and control*.ed. .1986 .p.20

Según el grafico anterior mostrado nuestro pitch es:

$$\theta_t \text{degrees} = 6.5$$

2.25 ANGULO DE ATAQUE.

Hay diferentes formas de analizar este ángulo una de ellas es por la geometría el pitch de la pala, otra es la relación entre la velocidad inducida y la velocidad de

¹⁷ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag 20

rotación en el centro de rotación, en nuestro caso será analizada desde el punto geométrico, el cual se describe matemáticamente de la siguiente manera.¹⁸

$$\theta = \frac{\theta_t}{r/R} \quad (2-18)$$

Donde al remplazar los valores conocidos en la ecuación (2-18) obtenemos el valor del ángulo de ataque.

$$\theta = \frac{6.5}{0.5} = 13$$

2.26 EL ANGULO DE INFLUENCIA LOCAL.

Es definido por dos velocidades perpendicularmente conocidas como la velocidad local y la velocidad inducida, Ωr y v_1 respectivamente el cual es el formado entre la línea de la cuerda y el plano de rotación del rotor¹⁹

$$\phi = \frac{v_1}{\Omega r} \quad (2-19)$$

Al hacer las respectivas sustituciones en la ecuación (2-19) obtendremos nuestro ángulo de influencia local.

$$\phi = \frac{v_1}{\Omega r} \phi = \frac{14.1m/s}{28.2 \frac{rad}{s} * 4m} = 0.125$$

2.27 ANGULO DE ATAQUE LOCAL.

Este puede ser hallado de distintas formas, una de ellas es localizar el coeficiente de sustentación local y la pendiente de sustentación, pero en nuestro diseño se va hallar entre la relación del ángulo de ataque total menos el ángulo de influencia.

$$\alpha = \theta - \phi \quad (2-20)$$

¹⁸ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag 13

¹⁹ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag 12

Al Reemplazar la diferencia de nuestros ángulos y usando la ecuación (2-20).

$$\alpha = 13 - 0.125 = 12.875$$

2.28 COEFICIENTE DE SUSTENTACIÓN MEDIO.

Otro parámetro útil en el análisis de nuestro diseño es el coeficiente de sustentación medio, el cual se describe como la relación del coeficiente de empuje respecto a la solidez:

$$\overline{C_L} = \frac{C_T}{\sigma} \quad (2-21)$$

Donde C_L es el coeficiente de sustentación medio y las otras variables ya se han especificado anteriormente, al reemplazar los valores conocidos en la ecuación (2-21) nuestro coeficiente de sustentación medio es:

$$\overline{C_L} = \frac{0.0078}{0.103} = 0.455$$

2.29 ÁNGULO DE ATAQUE LOCAL MEDIO.

Otra de las características importantes de nuestro helicóptero es esta, ya que este más adelante me puede dar las primeras características del drag, este se describe de la siguiente forma²⁰:

$$\bar{\alpha} = 57.3 \frac{C_T}{\sigma} \quad (2-22)$$

Donde $\bar{\alpha}$ es el ángulo de ataque medio, utilizando la ecuación (2-22).

$$\bar{\alpha} = 57.3 * 0.07592 = 4.3502$$

²⁰ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag 24

2.30 PENDIENTE DE LA CURVA DE SUSTENTACION

La pendiente de la curva de sustentación me ayuda a determinar que concuerde con los límites de diseño de Raymond Prouty, los cuales me indican que están alrededor de 0,10 grados en el elemento pala:

$$a = \frac{\overline{C_L}}{\overline{\alpha}} \quad (2-23)$$

Donde a es la pendiente de la curva, al remplazar el coeficiente de sustentación medio y el ángulo de ataque medio en la ecuación (2-23) obtenemos la pendiente de curva de sustentación.

$$a = \frac{0.455}{4.3502} = 0.1045$$

2.31 COEFICIENTE DE SUSTENTACION LOCAL.

Este me permite determinar el coeficiente de sustentación justo en medio de la rotación y es formado entre el ángulo de ataque y la pendiente de sustentación:

$$c_l = a\alpha \quad (2-24)$$

Donde c_l es el coeficiente de lift local. Al hallar el producto entre la pendiente de curva de sustentación y el ángulo de ataque de la ecuación (2-24) obtendremos:

$$c_l = 12.87 * 0.1045 = 1.344915$$

2.32 COEFICIENTE DE POTENCIA INDUCIDA Y DEL PERFIL.

El coeficiente de perfil se descompone en nuestro diseño en dos resistencias, las cuales son: las de presión que es ocasionada por la estela y la falta de sustentación en las puntas y la de fricción la cual se da por la viscosidad del aire. Nuestro coeficiente de perfil de potencia se determinara por la siguiente ecuación:

$$C_{do} = \frac{1}{8} \left(\frac{N_b * C * R}{A} \right) \quad (2-25)$$

Al remplazar los valores conocidos en la ecuación (2-25) obtendremos el coeficiente de perfil:

$$C_{do} = \frac{1}{8} \left(\frac{4 * 0.65m * 8m}{201m^2} \right) = 0.01293$$

El análisis del coeficiente de potencia y de perfil total puede ser estudiado a continuación:

$$C_p = C_{pi} + C_{po} = \frac{kC_T^{3/2}}{\sqrt{2}} + \frac{\sigma C_{d0}}{8} \quad (2-26)$$

Donde los valores de $k=1$ y $C_{d0} = 0.01$ se obtuvieron de la figura (2-3), conociendo cada una de las variables podemos hallar nuestro coeficiente de potencia formado por el inducido y el del perfil. Al remplazar los datos en la ecuación (2-26) obtenemos:

$$C_p = \frac{1(0.00782)^{3/2}}{\sqrt{2}} + \frac{0.103 * 0.01}{8} = 0.000617$$

2.33 ANÁLISIS DEL ROTOR.

En el helicóptero nos vamos a encontrar con diferentes fuerzas en el rotor como lo son el lift o sustentación producidas por la rotación y las producidas por el peso que vamos a estudiar.

2.34 MOMENTO DE INERCIA DE LAS PALAS.

La inercia en el rotor principal es valiosa para dos propósitos, la primera para evitar que el rotor se desacelere demasiado rápido después de una pérdida inesperada de potencia y la segunda para proporcionar una fuente de energía para la fabricación de un enderezamiento para aterrizar en el extremo en un descenso de autorrotación.

Para poder obtener los primeros análisis es importante conocer el momento de inercia la cual se estudiara como una placa delgada rectangular y se va definir de la siguiente manera²¹

$$I_{Total}(\frac{1}{3}mL^2) \quad (2-27)$$

Donde I es la inercia de la pala, m es la masa de la pala y dr la sección donde se va a estudiar, desarrollando la ecuación obtenemos la inercia total para una pala Pero debido a que son 4 palas nuestra ecuación final queda de la siguiente manera.

$$I_{Total}4(\frac{1}{3}mL^2) \quad (2-28)$$

Donde m es la masa de la pala y L es el área de la misma. Al remplazar estos valores en la ecuación (2-28) tendremos el momento de inercia de las cuatro palas

$$I_{Total}4\left(\frac{1}{3}(45kg)8m^2\right) = 3840kg/m^2$$

2.35 NUMBER LOCK.

Este parámetro de diseño representa la relación aerodinámica con respecto a las fuerzas centrífugas en el momento en que se encuentra en movimiento el rotor, siempre y cuando estas tengan la misma geometría y el material en que estén contruidos, este parámetro es un factor adimensional y se describe a continuación:

$$\gamma = \frac{\rho ac R^4}{I_b} \quad (2-29)$$

Donde γ es el número lock, I_b es el momento de inercia, el resto de los parámetros se han descrito anteriormente y utilizando la ecuación (2-29):

$$\gamma = \frac{\frac{1.225kg}{m^3} 0.10 * 0.65m * 8m^4}{3840kg/m^2} = 8.4933$$

²¹ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag (13-1)

2.36 CONING

Este es producido por el flapeo, la presión dinámica en la superficie en este caso las palas y por último el peso. Al momento en que se encuentran operando el helicóptero en las puntas de las palas se forma un ángulo con respecto a la horizontal, como es debido este ángulo aumentara y disminuirá en los diferentes tramos del recorrido de la pala, para un parámetro de buen diseño se dice que el coning debe estar alrededor 4.2° y 4.4° y se describe matemáticamente de la siguiente manera.²²

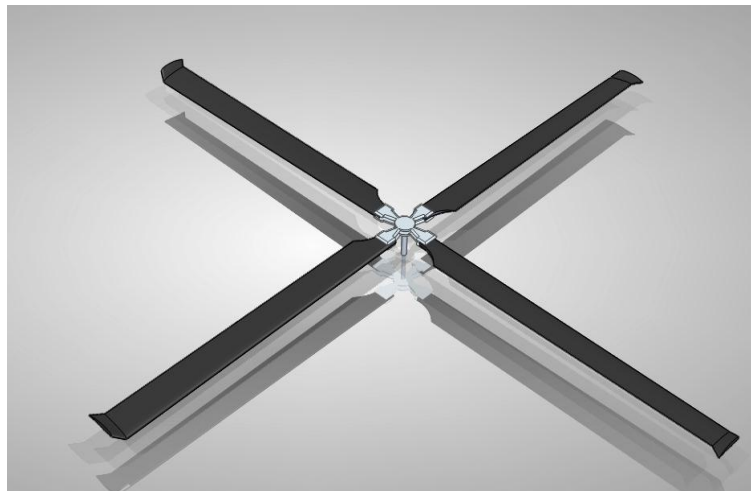
$$a_0 = \frac{2}{3} \gamma \frac{C_T / \sigma}{a} - \frac{3/2 g R}{(\Omega R)^2} \quad (2-30)$$

Donde a_0 es el coning y g es la gravedad, el resto de los parámetros se han descrito anteriormente. Al remplazar los valores ya obtenidos en la ecuación (2-30) obtendremos el coning:

$$a_0 = \frac{2}{3} 8.4933 \frac{0.07592}{0.10} - \frac{3/2(9.8)8}{(28.2 * 8)^2} = 4.2962$$

La salida de la pala (blade cut out) está entre el 10 y el 25% del radio es decir en nuestro caso para un radio de 8m, hemos decidido tomar en nuestro diseño el $(0.15=X_0)$ que se encuentra alrededor de 18% y 19%.

Figura 2-15 Modelamiento final del rotor principal del helicóptero.



Fuente: solid edge st6.

²² Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag 31

3. DISEÑO DEL ROTOR DE COLA.

3.1 DISEÑO DEL ROTOR DE COLA.

En el diseño de nuestro helicóptero es importante configurar el rotor principal con el del rotor de cola. El propósito principal del rotor de cola es triple. En primer lugar, el rotor de cola proporciona una fuerza antipar para contrarrestar el par de torsión de reacción del rotor principal en el fuselaje. En segundo lugar, el rotor de cola da la estabilidad de guiñada y proporciona al piloto el control de dirección alrededor del eje de guiñada. En tercer lugar, la aerodinámica del rotor de cola proporciona al helicóptero una estabilidad direccional significativa. Esta estabilidad direccional es una característica útil de los rotores de cola, puedan obtener un control mucho mejor, pero puede hacer al helicóptero menos maniobrable.

Al momento de diseñar el rotor de cola hay parámetros que pueden afectar el rendimiento de este, como la estela producida por el rotor principal en su movimiento de tal manera que es importante conocer y manejar una distancia prudente para que el funcionamiento sea el más idóneo. Para nuestro diseño del rotor de cola tendremos en cuenta los siguientes parámetros: aerodinámica, control, estabilidad, peso y requerimientos estructurales aunque este último no será profundizado en nuestro diseño preliminar. Teniendo en cuenta los parámetros anteriormente mencionados pasaremos analizar nuestro rotor de cola²³

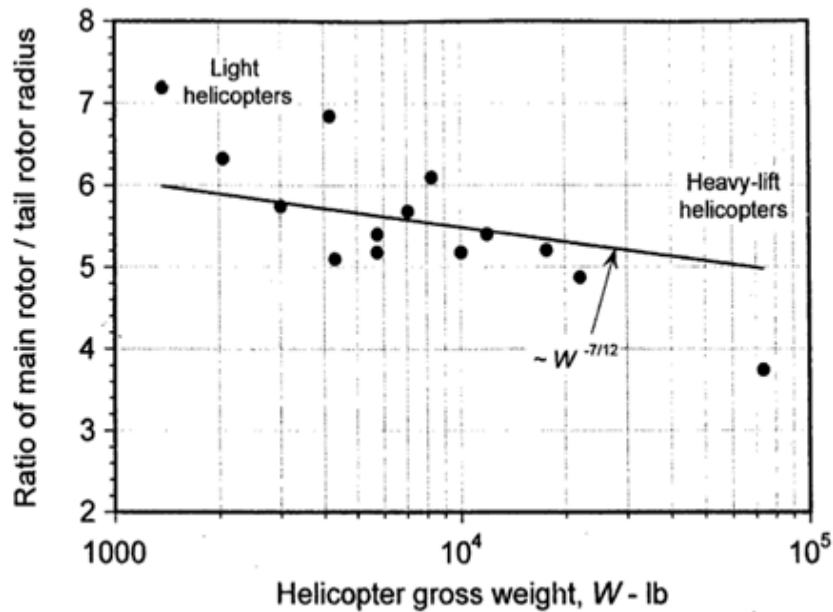
3.2 TAMAÑO DE ROTOR DE COLA

Una comparación del tamaño del rotor de cola para el rotor principal muestra que es más o menos una sexta parte del diámetro del rotor principal. Debido a que la relación disminuye con el peso bruto, el tamaño del rotor de cola crece más rápidamente que el tamaño del rotor principal con el aumento de peso bruto, como se muestra en la figura (3-1) de J. Gordon Leishman.²⁴

²³ J. Gordon Leishman Principles of helicopter aerodynamics. 2ed.2006, pag 314

²⁴ J. Gordon Leishman Principles of helicopter aerodynamics. 2ed.2006 pag 315

Figura 3-1 Tendencia general del tamaño del rotor principal al tamaño de rotor de cola versus peso del helicóptero.



Fuente..Gordon Leishman. Principles of helicopter aerodinamycs.2ed. 2006. p315.

El diámetro de nuestro rotor de cola es definido por una sexta parte del rotor principal según el autor J. Gordon Leishman en los parámetros de diseño en la gráfica anteriormente mencionada, de esta manera procedemos a obtener el radio de nuestro rotor de cola:

$$\frac{16m}{6} = 2.667m$$

Conociendo nuestro radio analizamos nuestra área utilizando la ecuación (2-1) descrita anteriormente.

$$A = \pi R^2$$

$$A = \pi 1.335^2 = 5.5990 m^2$$

3.3 VELOCIDADES DE PUNTA.

Las altas velocidades de punta son propensos a generar graves problemas de Mach y la estética de estas son por lo general más rígidas a la torsión en los diseños expuestos por J. Leishman Gordon, este también afirma que debe estar

alrededor de la velocidad del rotor principal, de manera que para el diseño de nuestro rotor de cola tomaremos la base de la velocidad del rotor principal:

$$v_{tip} = 225.6 \frac{m}{s}$$

Como algunos parámetros utilizados en el rotor principal son similares a los utilizados en el rotor de cola, entonces podremos escribir la ecuación (2-4) para determinar la velocidad angular del rotor de cola:

$$v_{tip} = \Omega R$$

Si despejamos Ω de la ecuación (2-1) obtenemos que:

$$\Omega = \frac{v_{tip}}{R} \quad (3-1)$$

Al remplazar la velocidad de punta y el radio del rotor de cola en la ecuación (3-1) tenemos:

$$\Omega = \frac{225.6m/s}{1.335m} = 169.17 \frac{rad}{s}$$

El aspecto de radio esta alrededor de un 60% del rotor principal con base a este parámetro nuestro aspecto de radio será:

$$AR = 10.668$$

3.4 CUERDA, SOLIDEZ Y NÚMERO DE PALAS DEL ROTOR DE COLA

Su definición fue descrita en el análisis de la pala tomando la ecuación (2-16) conseguiremos nuestra cuerda:

$$c = \frac{Di}{AR}$$

Al remplazar:

$$c = \frac{2.667m}{10.668} = 0.25m$$

El número de palas será 4 al igual que el del rotor principal de esta forma la solidez será determinada por la siguiente ecuación:

$$\frac{Nb * c}{\pi * R} = \sigma \quad (3-2)$$

Establecidos los parámetros anteriormente y al remplazar los valores de la ecuación (3-2) obtendremos la solidez del rotor de cola:

$$\sigma = \frac{4 * 0.25}{\pi * 1.3350} = 0.2384$$

El empuje del rotor de cola tiene que ser idónea para poder balancear el rotor principal, aunque este es un parámetro que ningún diseñador nos brindan hemos encontrado en el libro de Raymond Prouty, una ecuación para poder llevarla a cabo, sin embargo esta ecuación no ofrece ninguna distancia. Aunque estos parámetros no los conocemos hemos decidido tomar como diseño un empuje y con ella una distancia que se ajuste a los parámetros del rotor principal.

La distancia del rotor principal al rotor de cola será alrededor de 10m o 32.80ft, conociendo nuestra distancia pasamos a estudiar la siguiente ecuación de Raymond Prouty²⁵:

$$T_T = 550 \left(\frac{h.p.M}{\Omega R_M} \right) \left(\frac{R_M}{l_T} \right) \quad (3-3)$$

Donde T_T es el empuje del rotor de cola, 550 la constante, l_T la distancia del rotor principal al del rotor de cola, $h.p.M$ potencia del rotor principal y ΩR_M velocidad de punta del rotor principal, establecida las variables nuestra potencia del rotor de cola es:

²⁵ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag 98

$$T_T = 550 \left(\frac{1853.22hp}{739.96 ft/s} \right) \left(\frac{26.2467ft}{32.80ft} \right) = 1102.25$$

Figura 3-2 modelamiento del rotor de cola.



Fuente. Software solid edge st6,

4. AERODINAMICA EN LAS DISTINTAS FASES DEVUELO

En el diseño preliminar es importante estudiar el comportamiento de nuestro helicóptero en cada una de las fases de vuelo ya que el comportamiento de las velocidades, empujes y potencias entre otros varia conforme a la misión de la aeronave.

4.1 TEORÍA DEL MOMENTO DE HOVER.

Las ecuaciones generales de flujo másico, momento y conservación de la energía, pueden ser aplicadas para el problema específico del rotor del diseño de nuestro helicóptero en vuelo estacionario. Asumiendo que el flujo es casi estacionario y por principios de conservación de la masa, el flujo másico debe ser constante dentro de los límites de la raíz del rotor. Se asume el flujo incompresible a esta ecuación²⁶:

$$\dot{m} = \rho A v_h \quad (4-1)$$

Donde $\dot{m}$ es la tasa de flujo de masa, ρ es la densidad del flujo a nivel del mar v_h , es la velocidad en hover o la velocidad inducida. Al remplazar los valores conocidos en la ecuación (4-1) el flujo másico es:

$$\dot{m} = 1.225 \frac{kg}{m^3} * 201m^2 * 14.1 \frac{m}{s} = 3471.77 \frac{kg}{s}$$

4.2 CONSERVACIÓN DEL MOMENTO EN HOVER

El principio de conservación del momento del fluido da la relación entre el empuje del rotor T y el tiempo neto del cambio de velocidad del momento del fluido fuera del volumen de control. El empuje del rotor es igual y opuesta a la fuerza sobre el fluido, $F=T$. Sin embargo esta ecuación puede ser escrita de la siguiente manera debido a que en vuelo estacionario la velocidad es cero:

$$T = \dot{m} w \quad (4-2)$$

²⁶ J. Gordon Leishman Principles of helicopter aerodynamics. 2ed.2006pag 62

Donde las variables se han especificado anteriormente y utilizando la ecuación (4-2) obtenemos:

$$T = 3471.77 \frac{kg}{s} * 28.2 \frac{rad}{s} = 97903.98N$$

4.3 CONSERVACIÓN DE ENERGÍA EN HOVER.

A partir del principio de conservación de la energía, el trabajo hecho sobre el rotor es igual a la energía ganada por unidad de tiempo. El trabajo hecho por unidad de tiempo o la potencia consumida por el rotor es T_v y es igual:

$$T_v = \frac{1}{2} \dot{m} w^2 \quad (4-3)$$

Al remplazar los valores obtenidos anteriormente en la ecuación (4-3) obtenemos la conservación de la energía en hover:

$$T_v = \frac{1}{2} 3471.77 \frac{kg}{s} * (28.2)^2 \frac{rad}{s} = 1380445.187N$$

4.4 POTENCIA EN HOVER.

La potencia requerida para el vuelo estacionario o la tasa de tiempo del trabajo hecho por el rotor sobre el fluido por unidad de empuje viene dada por la siguiente ecuación:

$$P = T v_h \quad (4-4)$$

Donde T es la conservación del momento y v_h la velocidad inducida en vuelo estacionario. Al remplazando estos valores y utilizando la ecuación (4-4) llegamos a nuestra potencia:

$$P = 97903.98N * 14.1 \frac{m}{s} = 1380446.118 \frac{J}{s} \text{ o } 1851.20hp$$

4.5 ASCENSO

El adecuado funcionamiento de vuelo escalada es una consideración operacional importante el diseño de nuestro helicóptero y suficientes reservas de potencia

debe estar disponible para asegurar el rendimiento de escalada que se mantiene en un amplio intervalo de pesos brutos y densidad a diferentes altitudes operacionales.²⁷

En el ascenso nos encontramos con una velocidad de avance del helicóptero 0, pero como es sabido la fuerza que ejerce el rotor en vuelo vertical obtiene una fuerza al igual que una velocidad, además de llevar una velocidad en hover o vuelo estacionario de los rotores. Para de notar las velocidades de ascenso utilizamos la ecuación (4-5) descrita por el autor Johnson donde la velocidad de ascenso se describe de la siguiente manera:

$$v_a = \frac{v_h^2 - v_i}{v_i} \quad (4-5)$$

Donde v_a es la velocidad de ascenso, v_h es la velocidad en hover y v_i es la velocidad inducida por ende la velocidad de ascenso utilizando la ecuación (4-5) es²⁸:

$$v_a = \frac{14.1^2 - 14.1}{14.1} = 13.1 \frac{m}{s}$$

Al tener un flujo másico constante sobre los límites de la raíz la ecuación de flujo másico puede ser inscrita de la siguiente manera:

:

$$\dot{m} = \rho A (v_a + v_i) \quad (4-6)$$

En donde las variables de la ecuación se han descrito anteriormente utilizando la ecuación (4-6) el flujo másico es igual a:

$$\dot{m} = 1.225 \frac{kg}{m^3} * 201m^2 \left(14.1 \frac{m}{s} + 13.1 \frac{m}{s} \right) = 6697.32 \frac{kg}{s}$$

La velocidad inducida en ascenso es difícil de examinar, por esta razón tomaremos la ecuación de Raymond Prouty la cual se obtuvo de un estudio en el

²⁷ Rotorcraft flying handbook 2000 us department of transportation federal aviation administration

²⁸ Wayne Johnson helicopter theory 1ed, 1994 page 34

túnel de viento en donde es usado para inducir un flujo descendente además de la del rotor. Tanto el flujo local en el rotor y el flujo a distancia son debajo. Entonces la velocidad inducida en el rotor asumiendo en el empuje constante es²⁹:

$$v_{ia} = -\frac{v_a}{2} + \sqrt{\left(\frac{v_a}{2}\right)^2 + v_h^2} \quad (4-7)$$

Donde v_{ia} es la velocidad inducida de ascenso y el resto de las variables se han descrito anteriormente, al utilizar la ecuación (4-7) obtenemos:

$$v_{ia} = -\frac{13.1}{2} + \sqrt{\left(\frac{13.1}{2}\right)^2 + 14.1^2} = 8.9971 \frac{m}{s}$$

De esta manera la conservación de la masa en ascenso se describe de la siguiente manera

$$2v_{ia} = w_a \quad (4-8)$$

Donde w_a es la conservación de la masa y v_{ia} la velocidad inducida en ascenso al utilizar la ecuación (4-8):

$$2 * 8.9971 \frac{m}{s} = 17.9942 \frac{m}{s}$$

Una vez establecidos los valores del flujo másico y la conservación de la masa analizamos el empuje del rotor en ascenso:

$$T_a = \dot{m}w_a \quad (4-9)$$

Donde T_a es el empuje en ascenso y las otras variables fueron descritas anteriormente, utilizar la ecuación (4-9):

$$T = 6697.32 \frac{kg}{s} * 17.9942 \frac{m}{s} = 120512.99N$$

4.6 TEORIA DEL MOMENTO EN DESCENSO.

En nuestro estudio aerodinámico hay que tener en cuenta que tanto la fase de descenso como la de ascenso esta no tiene velocidad de avance, por ende

²⁹ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986pag 94

esta velocidad está alrededor de 0, de esta forma tomaremos como base la misma velocidad de ascenso:

$$13.1 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Aunque estas teorías tienen en común en que no tienen velocidades de avance su comportamiento de arrastre es diferente, aunque en este momento no analicemos el efecto tierra y el arrastre de los componentes es importante dejar esta pauta en esta fase de vuelo.

4.6.1 VELOCIDAD INDUCIDA EN DESCENSO

El flujo local cerca del rotor está dominado por la velocidad del rotor inducido y es hacia abajo, pero el resto del campo de flujo es hacia arriba, la cual se describe de la siguiente manera³⁰:

$$v_{id} = \frac{v_d}{2} + \sqrt{\left(\frac{v_d}{2}\right)^2 + v_h^2} \quad (4-10)$$

Donde v_{id} es la velocidad inducida en descenso y las demás variables se describieron anteriormente, al utilizar la ecuación (4-10):

$$v_{id} = \frac{13.1 \frac{\text{m}}{\text{s}}}{2} + \sqrt{\left(\frac{13.1 \frac{\text{m}}{\text{s}}}{2}\right)^2 + \frac{14.1^2 \text{m}}{\text{s}}} = 22.0971 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

La tasa de flujo través del disco del rotor en descenso es:

$$\dot{m} = \rho A (v_{id} - v_d) \quad (4-11)$$

Al remplazar los valores en la ecuación (4-11) obtenemos:

$$\dot{m} = 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * 201 \text{m}^2 \left(22.0971 \frac{\text{m}}{\text{s}} - 13.1 \frac{\text{m}}{\text{s}} \right) = 2215.31 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

³⁰ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control. 1ed. 1986, pag 95

En vuelo vertical en descenso disminuye el ángulo de ataque de las palas de nuestro helicóptero mientras que su velocidad se mantiene constante para generar el descenso, en esta condición donde la resistencia disminuye. De esta manera se analizara la conservación de la masa

$$w_d = 2v_{id} \quad (4-12)$$

Donde w_d es la conservación de la masa en descenso utilizando la ecuación (4-12) obtenemos:

$$w_d = 2 * 22.0971 \frac{m}{s} = 44.1942 \frac{m}{s}$$

Una vez establecidos los valores del flujo másico y la conservación de la masa analizamos el empuje del rotor en descenso:

$$T = -\dot{m}w_d \quad (4-13)$$

Al utilizando la ecuación (4-13) el empuje de nuestro en vuelo en descenso es:

$$T = -2215.31 \frac{kg}{s} * 44.1942 \frac{m}{s} = -97903.85N$$

4.6.2 POTENCIA EN DESCENSO.

Nuestra potencia en descenso tiene que ser menor en cada una de las fases de vuelo, ya que la energía utilizada va en disminución la cual se va describir en la siguiente ecuación:

$$P = T(v_{id} - v_d) \quad (4-14)$$

Al Utilizar la ecuación (4-14) la potencia de descenso es:

$$P = 97903.85N \left(22.0971 \frac{m}{s} - 13.1 \frac{m}{s} \right) = 880850.72Watt$$
$$1181.24hp$$

4.6.3 TEORIA DEL MOMENTO DE VUELO HACIA ADELANTE.

En condiciones de vuelo hacia adelante el rotor se mueve a través del aire con un componente hacia la velocidad, que es paralela al plano del disco del rotor y otra que es la sustentación. Debido a que los rotores del helicóptero requieren producir una fuerza de elevación (para superar el peso del helicóptero) y una fuerza de propulsión (para propulsar el helicóptero hacia adelante), el disco del rotor debe estar inclinada hacia delante en un ángulo relativo al flujo que se aproxima. Se describe matemáticamente³¹:

$$U = \sqrt{v_a \cos \alpha)^2 + (v_a \sin \alpha + v_{ia})^2} \quad (4-15)$$

Dónde U es la velocidad resultante en vuelo hacia adelante. Al hacer los respectivos remplazos en la ecuación (4-15) obtenemos:

$$U = \sqrt{(13.1 \frac{m}{s} \cos 16)^2 + (13.1 \frac{m}{s} \sin 16 + 8.99 \frac{m}{s})^2} = 18.40 \frac{m}{s}$$

Después de hallar la resultante de la velocidad analizaremos el flujo másico respecto a un eje alineado con el disco del rotor. La tasa de flujo de masa, a través del disco actuador es ahora:

$$\dot{m} = \rho A U \quad (4-16)$$

Al remplazar los valores conocidos en la ecuación (4-16) obtenemos el flujo másico.

$$\dot{m} = 1.225 \frac{kg}{m^3} * 201 m^2 18.40 \frac{m}{s} = 4530.54 \frac{kg}{s}$$

La velocidad inducida en vuelo hacia adelante es producida por el viento rotacional relativo y la resultante de viento relativo respecto a los ángulos de ataque durante la rotación, de esta manera la velocidad inducida en vuelo hacia adelante es:

$$v_{if} = \frac{v_h^2}{\sqrt{(v_a \cos \alpha)^2 + (v_a \sin \alpha + v_{ia})^2}} \quad (4-17)$$

³¹ rotorcraft flying handbook 2000 us department of transportation federal aviation administration

Donde v_{if} es la velocidad inducida en vuelo hacia adelante, al remplazar los valores conocidos en la ecuación (4-17)³²:

$$v_{if} = \frac{(14.1 \text{ m/s})^2}{\sqrt{(13.1 \frac{\text{m}}{\text{s}} \cos 16)^2 + (13.1 \frac{\text{m}}{\text{s}} \sin 16 + 8.99 \frac{\text{m}}{\text{s}})^2}} = 10.7998 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Conociendo la velocidad inducida en vuelo hacia adelante hallaremos nuestra conservación de masa en vuelo hacia adelante.

$$w_f = 2v_{if} \quad (4-18)$$

Donde w_f es la conservación de la masa y al aplicar la ecuación (4-18):

$$w_f = 21.5996 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Una vez establecidos los valores del flujo másico y la conservación de la masa analizamos el empuje del rotor en vuelo hacia adelante:

$$T = \dot{m} w_f \quad (4-19)$$

Al utilizar la ecuación (4-19) nuestro empuje en vuelo hacia adelante es:

$$T = 4530.54 \frac{\text{kg}}{\text{s}} * 21.5996 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 97857.85 \text{ N}$$

4.7 POTENCIA

Nuestra potencia en vuelo hacia adelante tiene que estar entre las de vuelo en ascenso y en descenso, ya que la energía utilizada es la que mi helicóptero más va a utilizar. Esta se describe en la siguiente ecuación:

$$P = T(v_{if} + v_a \sin \alpha) \quad (4-20)$$

Utilizando la ecuación (4-20) nuestra potencia es:

$$P = 97857.85 \text{ N} \left(10.7998 \frac{\text{m}}{\text{s}} + 13.1 \frac{\text{m}}{\text{s}} \sin 16 \right) = 1410.195 \text{ KW} \text{ o } 1891.10 \text{ h}$$

³² J. Gordon Leishman Principles of helicopter aerodynamics. 2ed.2006 pag 95

5. DISEÑO DE FUSELAJE

Es el componente más grande de un helicóptero y de este diseño, por lo que sus características aerodinámicas tendrán un impacto significativo en el rendimiento de este helicóptero y su conjunto. Al ser el componente más grande estará dispuesto a un arrastre principal en cada fase de vuelo. La estela producida por los rotores principales hace que sea un estudio profundo.

5.1 PRESIÓN DINÁMICA

La presión es uno de los más importantes estudios en la aerodinámica de este diseño ya que esta es la que me ayuda a la sustentación junto con las palas y al mismo tiempo tiene un papel importante en el arrastre del helicóptero.

Debido a que en los helicópteros la presión dinámica no es la misma en cada punto de la pala, es tomada desde el centro de la pala la cual denominaremos presión dinámica local, la cual es dependiente de la densidad a diferentes altitudes donde este volando, de la velocidad angular y el estudio donde se va a analizar en este caso se va tomar en la mitad de la pala.

$$q = \frac{1}{2} \rho (\Omega r)^2 \quad (5-1)$$

Donde q es la presión dinámica. Al remplazar los valores conocidos en la ecuación (5-1):

$$q = \frac{1}{2} 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * (28.2 \frac{\text{rad}}{\text{s}} * 4\text{m})^2 = 7793.352\text{pa}$$

5.2 DRAG PARASITO.

La resistencia parásita del fuselaje afecta el avance del helicóptero en las fases de vuelo y el consumo de combustible del helicóptero. Este arrastre se conoce como la potencia para vencer el arrastre con todos los componentes, el cual expresaremos en función del coeficiente de arrastre general más adelante.

En el helicóptero tenemos diversos componentes los cuales nos van a generar arrastre, en la industria los han definido como el área frontal del helicóptero. Los fabricantes han analizado el área de la placa plana con la mayoría de los

componentes en un túnel de viento, con varios modelos los cuales al finalizar el estudio llegaron a obtener los siguientes análisis³³:

Tabla. 5-1 arrastre parasito de los componentes representativo de un helicoptero

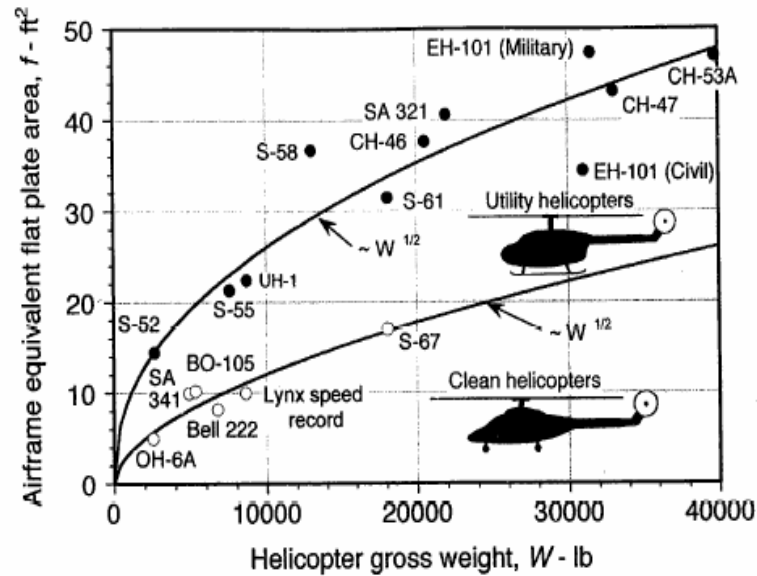
<i>Componente</i>	<i>% de drag</i>
Fuselaje	30
Nacelles	6
Main rotor hub and shaft	35
Tail rotor hub and shaft	4
Mainlandinggear	6
Tail landinggear	4
Horizontal stabilizer	1
Vertical estabilizaer	1
Rotor-fuselage Interference	7
Exhaust system	3
Miscellaneous	3
Total.	100

Fuente: J. Gordon Leishman Principles of helicopter aerodinamycs. 2ed.2006. pag 306

En nuestro diseño preliminar podemos encontrar dos formas de arrastre, una es conocida en un túnel de viento realizando varias pruebas a diferentes números de Reynolds, pero al mismo tiempo hace parte del estudio detallado, es decir la próxima etapa de nuestro diseño. La otra herramienta para llevarlo a cabo es por medio de un software de elementos finitos el cual no llevaremos a cabo en este diseño preliminar por costos y por no tener un diseño exacto establecido en este momento. Para llevar nuestro estudio y diseño nos basaremos en el obtenido por ROSENTEIN&STANZIONE (1981) el cual analiza los helicópteros conforme a su misión y a su peso referenciado como el área plana de los helicópteros como puede ser observado en la figura (5.1):

³³ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag 132

Figura 5-1 Equivalencia del área plana para la selección del diseño del helicóptero



Fuente. J. Gordon Leishman. Principles of helicopter aerodynamics. 2ed. 2006. p307.

De esta manera obtenemos nuestra área plana equivalente de nuestro helicóptero:

$$1.792m^2 \text{ o } 19.3ft^2$$

Donde puede ser escrito de la siguiente manera:

$$f = \frac{D_p}{q} \quad (5-2)$$

Al establecer nuestra área plana y al conocer nuestra presión dinámica podemos llegar a obtener nuestro arrastre parasito:

$$D_p = f q \quad (5-3)$$

Donde D_p es el drag parasito, f el área plana y q la presión dinámica al tomar la ecuación (5-3) la presión dinámica parasita es:

$$D_p = 1.792m^2 * 7793.352pa = 15898.438$$

5.3 ANGULO INDUCIDO.

Antes de analizar este ángulo es importante establecer la velocidad formada entre la velocidad de crucero y la velocidad inducida. La velocidad resultante entre estas dos se describe de la siguiente manera³⁴

$$v_2 = \frac{v_1^2}{V} \quad (5-4)$$

Donde la velocidad v_2 es la resultante entre las dos velocidades anteriormente mencionadas, utilizando la ecuación (5-4):

$$v_2 = \frac{(14.1m/s)^2}{68m/s} = 2.9403m/s$$

Establecida la velocidad resultante calcularemos nuestro ángulo inducido el cual se describe de la siguiente manera:

$$\alpha_{ind} = \frac{v_2}{V} \quad (5-5)$$

Donde α_{ind} es el ángulo inducido y donde las otras variables se han especificado anteriormente, tomando la ecuación (5-5) :

$$\alpha_{ind} = \frac{2.9403m/s}{68 m/s} = 0.04$$

5.4 DRAG INDUCIDO.

Un fenómeno muy constante conocido es el producido por los torbellinos en las puntas de las palas y los ligados en ellas, el cuales provocado por la falta de sustentación en las puntas de las hélices, sin embargo este puede ser mejorado con un buen diseño de punta de pala y un twist las cuales me ayudan a eliminar el torbellino ligado, sin embargo este es un factor en el diseño que tiene que ser analizado y estudiado más profundamente.

³⁴ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag 122

La potencia inducida tiene una constante en el empuje del rotor, esta decrece conforme a la velocidad de vuelo hacia adelante se incrementa, la cual su comportamiento es análogo al de un ala elíptica.

$$D_{ind} = T\alpha_{ind} \quad (5-6)$$

Utilizando la ecuación (5-6) tenemos:

$$D_{ind} = 98000N * 0.043 = 4215N$$

5.5 ARRASTRE VERTICAL CON RESPECTO AL DISEÑO DE FUSELAJE.

Normalmente se asume que el empuje total, T, requerido por el rotor principal es igual al peso del helicóptero, W. Sin embargo, por lo general hay un incremento extra en potencia requerida debido a la fricción del fluido vertical, Dv, de tal manera que es importante llevar un análisis específico de nuestro fuselaje, para esto llevaremos a cabo nuestro diseño con las siguientes características:

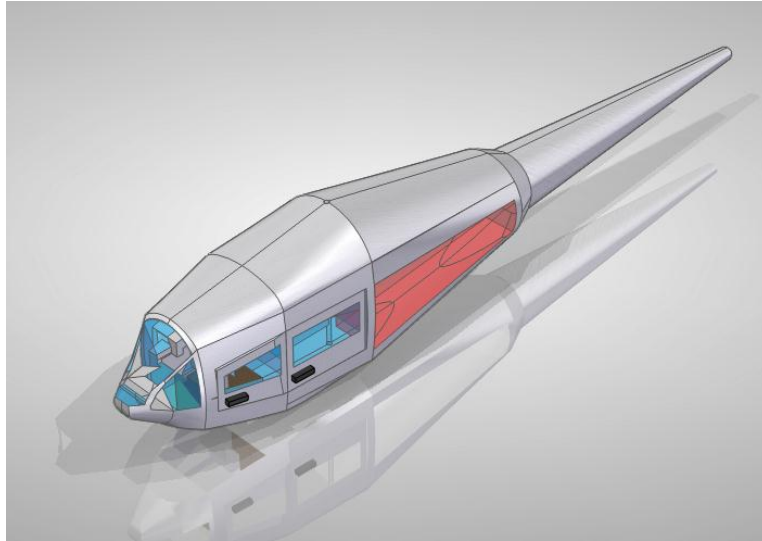
- Una buena forma me puede ayudar a disminuir el arrastre en movimiento del helicóptero, para esto se busca ser lo más redondo u ovalado posible.
- Lo más esbelto posible ya que el flujo a través del cuerpo se deslizara de una manera más ligera aunque hay veces de que los remaches, tornillos y demás estructura, produzcan resistencia, por esta razón se preocupa por que cada pieza sea lo más pequeño posible.
- El peso del helicóptero, este tiene grandes características en el ancho del diseño de nuestro helicóptero.
- Estabilidad del helicóptero influye en la estabilidad estática y dinámica.

Tomando como base los puntos anteriormente mencionados nuestro helicóptero obtendrá las siguientes especificaciones:

- Una longitud establecido primeramente de 16 m, es de aclarar que este valor será mayor con el estudio de los estabilizadores horizontales y verticales:
- Una altura de 3.30 m junto con el rotor principal este valor también puede cambiar en el estudio de la estabilidad
- El ancho de este será 2.4 m al igual que los dos puntos anteriores estos pueden variar en los requerimientos del bambi bucket.

Para la modelación de nuestro diseño de fuselaje lo llevaremos a cabo por el software solid edge vst6:

Figura 5-2 Diseño preliminar del fuselaje de nuestro helicóptero.



Fuente. Software solid edge v5.

En el estudio de drag vertical por J. Gordon Leishman dice que este puede variar según la forma, en este caso para nuestro diseño se va tomar un drag vertical de 0.4 (C_{DV}), de esta manera podemos llegar a una buena aproximación de empuje y potencia las cuales se describen matemáticamente de la siguiente manera³⁵:

$$T = W + D_v = W + 2\rho v_h^2 C_{DV} \quad (5-7)$$

Donde W es el peso, C_{DV} es el coeficiente de resistencia vertical, al utilizar la ecuación (5-7):

$$T = 98000N + 2 * 1.225 \frac{Kg}{m^3} * (14.1m)^2 * 0.4 = 98194.8338N$$

Un buen parámetro de diseño del helicóptero se dice que debe estar en un valor cercano al 5% del peso total.

5.6 POTENCIA

La potencia requerida en ascenso vertical es mayor que la requerida en vuelo estacionario y en descenso debido el cambio en la energía potencial. Los efectos

³⁵ J. Gordon Leishman Principles of helicopter aerodynamics. 2ed.2006, pag 308

secundarios son el aumento de la resistencia vertical, el incremento de potencia del rotor de cola y la disminución de la energía inducida desde que el rotor este manejando más flujo. Esta potencia se divide en varias potencias como lo son la de perfil y la inducida, la primera potencia se describe matemáticamente:

$$P_o = \rho A (\Omega R)^3 \left(\frac{\sigma C_{do}}{8} \right) \quad (5-8)$$

Donde P_o es la potencia del perfil. Al remplazar los respectivos valores en la ecuación (5-8) tenemos:

$$P_o = \frac{1.225 \text{ kg}}{\text{m}^3} * 201 \text{ m}^2 \left(\frac{28.2 \text{ rad}}{\text{s}} * 8 \text{ m} \right)^3 \left(\frac{0.103 * 0.01293}{8} \right) = 470646.89$$

De esta manera obtenemos las dos potencias totales, las producidas por perfil y la inducida.

$$P = \frac{W}{1 - (C_{DV})A} \left(\frac{V_c}{2} + \sqrt{\frac{W}{2\rho A \left(1 - \frac{C_{DV}}{A} \right)}} \right) + P_o \quad (5-9)$$

Haciendo los respectivos remplazos en la ecuación (5-5) obtenemos:

$$\begin{aligned} P &= \frac{98000 \text{ N}}{1 - \frac{(0.4)}{201 \text{ m}^2}} \left(\frac{13.1}{2} + \sqrt{\frac{98000 \text{ N}}{2 * 1. \frac{225 \text{ Kg}}{\text{m}^3} * 201 \text{ m}^2 \left(1 - \frac{0.4}{201 \text{ m}^2} \right)}} \right) + 470646.89 \\ &= 2029794.45 + 47046.89 = 2500.441 \text{ kw o } 3353 \text{ hp} \end{aligned}$$

6. ESTABILIDAD.

La estabilidad del helicóptero es uno de los temas más complejos en el diseño de un helicóptero, ya que esta estudia el comportamiento dinámico y estático del helicóptero cuando es separado de una posición de equilibrio mediante pequeñas o grandes perturbaciones. Existen 2 tipos de estabilidad: dinámica y estática las cuales tienen 3 movimientos sobre cada eje desde el centro de gravedad y 3 ángulos los cuales los relacionan, estos se denominan ángulos eulerianos que al analizarlos con la velocidad se transforman en 12 movimientos. Para poder estudiarlos con exactitud se necesitan realizar pruebas en túneles de viento, en sus diferentes fases de vuelo y a diferentes números de Reynolds.

En nuestro diseño preliminar estudiaremos las condiciones del trim control angles o el control de ángulos de equilibrio junto con los movimientos laterales y longitudinales del cabeceo, además de los coeficientes laterales y longitudinales ocasionados por el flapeo de las palas.

6.1 MOMENTO DE RESONANCIA SOBRE EL FLAPEO DE LA PALA.

La entrada máxima aerodinámica y el máximo aleteo del diseño de nuestro pala es típico de los sistemas en resonancia, para un sistema de rotación, tales como una pala de rotor, velocidad angular y la inercia, esta se relacionan matemáticamente por la siguiente ecuación³⁶:

$$k = \Omega^2 * I \quad (6-1)$$

Donde K es la velocidad del momento de restauración alrededor de la bisagra de aleteo y I es el momento de inercia alrededor de la bisagra de aleteo. Entonces el valor de k según la ecuación (6-1):

$$k = (28.2 \text{ rad/s})^2 * (3840 \text{ kg/m}^2) = 3053721.6$$

6.2 FRECUENCIA NATURAL DEL FLAPEO.

Es importante examinar la resonancia de nuestro rotor de un sistema en resonancia cuya frecuencia natural es mayor que la frecuencia de rotación. Un

³⁶ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control. 1ed. 1986, pag 151

análisis de este sistema en vuelo estacionario se relaciona con la ecuación de restauración alrededor de la bisagra y de la inercia.

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{I}} \quad (6-2)$$

En donde ω_n es la frecuencia natural del flapeo cuyo valor obtenido es debido a la ecuación (6-2)³⁷:

$$\omega_n = \sqrt{\frac{3053721.6}{3840}} = 28.2$$

6.3 EL MOMENTOCENTRÍFUGO.

Analizar este momento hace que nuestro helicóptero se a más estable y este se estudia como el momento de restauración por la resistencia de la pala.

El rotor llegó a un equilibrio aleteo cuando los cambios locales en el ángulo de ataque sean suficientes para compensar los cambios locales en la presión dinámica, la cual se describe matemáticamente:

$$M_{C.F} = k * I \quad (6-3)$$

Donde $M_{C.F}$ es el momento centrífugo, k es el momento de restauración e I es la inercia. Entonces $M_{C.F}$ según la ecuación (6-3) es:

$$M_{C.F} = 3053721.6 * \frac{3840kg}{m^2} = 1.1726 \times 10^{10}$$

6.4 EL ANGULO DE ATAQUE DE PUNTA PLANA.

La trayectoria descrita por las puntas de las palas del helicóptero durante la rotación de nuestro diseño es en ángulo recto con el eje de la rotación. Puede no ser siempre el caso, ya que el disco de rotor está permitido para inclinar en determinadas condiciones de vuelo, donde esta ecuación se describe a continuación³⁸:

³⁷ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag 151

³⁸ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag 133

$$\alpha_{TPP} = -57.3 \frac{f \mu^3 / 2}{A C_T / \sigma} \quad (6-4)$$

Donde α_{TPP} es el ángulo de ataque de la punta plana y su valor respectivo según la ecuación (6-4) es:

$$\alpha_{TPP} = -57.3 \frac{1.792 m^2}{201 m^2} * \frac{(0.3)^3 / 2}{0.07592} = -0.09088$$

6.5 RELACIÓN DE FLUJO CON RESPECTO PUNTA PLANA

En la estabilidad es importante conocer la relación de flujo para posteriormente ser analizada en el longitudinal pitch o cabeceo total de helicóptero y en el ángulo de ataque del fuselaje, esta se relaciona con la velocidad de avance del rotor formando con el ángulo en las puntas de las palas, junto con la velocidad inducida y la velocidad de las puntas de las palas las cuales se describen matemáticamente así³⁹:

$$\lambda' = \mu \alpha_{TPP} - \frac{v_1}{R\Omega} \quad (6-5)$$

Donde λ' es la relación de flujo respecto a la punta plana, y al usar la ecuación (6-5) obtenemos:

$$\lambda' = 0.3014 * 0.0908 - \frac{14.1 \text{ m/s}}{8 * 28.2 \text{ rad/s}} = -0.035132$$

6.6 ANGULO DE ATAQUE DEL FUSELAJE.

Es importante conocer el ángulo de ataque de fuselaje ideal de nuestro helicóptero para obtener el máximo rendimiento de este en vuelo hacia adelante, para esto analizamos el ángulo formado con un flujo respecto a la punta plana y el rotor de avance de radio al tener las variables en los ejes X , Y obtenemos nuestro ángulo ideal en la siguiente ecuación:

$$\alpha_F = \tan^{-1} \frac{\lambda'}{\mu} \quad (6-6)$$

³⁹ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control. 1ed. 1986 pag 166

Donde el ángulo del fuselaje se denomina así α_F y haciendo uso de la ecuación (6-6) tenemos que el ángulo del fuselaje es:

$$\alpha_F = \tan^{-1} \frac{-0.035}{0.3} = -6.65 \text{ grados}$$

6.7 EL LONGITUDINAL PITCH.

En el momento en que el helicóptero se encuentra trabajando en el flapeo nos encontramos con dos momentos que ayudan a compensar los primeros coeficientes armónicos en los ejes laterales como longitudinales.

En el momento longitudinal lo denominaremos por la letra B_1 la cual se describe matemáticamente a continuación junto con el primer coeficiente longitudinal⁴⁰:

$$B_1 + a_{1s} = \frac{\mu}{1 + \frac{3}{2}\mu^2} \left(\frac{8}{3}\theta_0 + 2\theta_1 + 2\lambda' \right) \quad (6-7)$$

Donde $B_1 + a_{1s}$ son los momentos longitudinales de pitch junto con el coeficiente longitudinal haciendo usando de la ecuación (6-7) es:

$$B_1 + a_{1s} = \frac{0.3014}{1 + \frac{3}{2}0.3014^2} \left(\frac{8}{3}19.5 + 2(-12) + 2(-0.035132) \right) = 7.4085$$

⁴⁰ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control. 1ed. 1986, pag 168

6.8 RELACIÓN DE FLUJO A LA ENTRADA CON RESPECTO A LA PLACA OSCILANTE.

Es la variación de la relación de flujo de punta respecto a la velocidad de avance de radio junto con el longitudinal pitch, la cual se describe matemáticamente de la siguiente manera:

$$\lambda = \lambda' - \mu(B_1 + a_{1s}) \quad (6-8)$$

Donde λ es la relación de flujo a la entrada, y su respectivo valor usando la ecuación (6-8) es:

$$\lambda = -0.03513 - 0.3014(7.4085) = -2.2680$$

6.9 MOMENTO LATERAL PITCH

Al igual que el momento lateral necesitamos compensar el coeficiente armónico de pitch lateral del diseño, en cual en este momento lo denominaremos con la letra A_1 este se describe matemáticamente de la siguiente manera junto con el primer coeficiente lateral⁴¹:

$$A_1 - b_{1s} = - \frac{\left(\frac{4}{3}\mu a_0 + \frac{v_1}{\Omega R}\right)}{1 + \mu^2/2} \quad (6-9)$$

Donde $A_1 - b_{1s}$ es el momento lateral del pitch junto con el primer coeficiente armónico Para obtener el valor numérico utilizamos la ecuación (6-9)

$$A_1 - b_{1s} = - \frac{\left(\frac{4}{3} * 0.30 * 4.2 + \frac{14.1}{28.2 * 8}\right)}{1 + 0.30^2/2} = -1.667$$

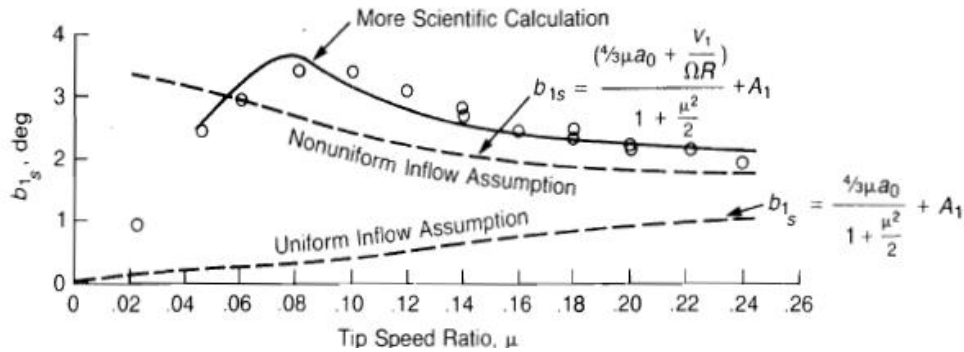
6.10 PRIMER COEFICIENTE ARMONICO LATERAL

Es la que se requiere para el estudio del trim del helicóptero ocasionado externamente por el empuje del rotor de cola o por una fuerza lateral que ocurre en el centro de gravedad. Aunque es uno de los cálculos más complejos de analizar en nuestro diseño, nos basaremos por el realizado por los fabricantes en

⁴¹ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control. 1ed. 1986, pag 169

los túneles de viento el cual analizaron el flapeo y su comportamiento respecto a las velocidades.

Figura 6-1 Medidas y cálculos de flapeo modelado en un túnel de viento, año 1972.



Fuente. Raymond Prouty. Helicopter, performance, stability and control, ed2.1986p.172.

El cálculo de nuestro primer coeficiente armónico de flapeo lateral de la pala respecto al eje según la figura (6-1) es:

$$b_{1s}=1.6$$

6.11 PRIMER COEFICIENTE ARMONICO LONGITUDINAL

La magnitud del flapeo a_{1s} es determinado por el momento en pitch que el rotor debe producir para un balance en el centro de gravedad, una fuerza en el estabilizador horizontal y un momento en el pitch aerodinámico en el fuselaje⁴².

$$b_{1s} = \left(- \frac{12}{\frac{\gamma}{1+\frac{1}{3R}}} \frac{e}{R} \right) * a_{1s} \quad (6-10)$$

Al despejar y calcular el primer coeficiente longitudinal armónico de la ecuación (6-10) tenemos:

$$b_{1s}=-0.018*a_{1s}$$

⁴² Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag 461

$$a_{1s} = \frac{1.6}{-0.26} = -6.058$$

El desplazamiento de la bisagra se relaciona con el 5% es decir que para un radio de 8m el desplazamiento es de 0.4.

El desplazamiento de la bisagra es:

$$\frac{e}{R} = \frac{0,4}{8m} = 0,05m$$

6.12 ESTABILIZADOR HORIZONTAL.

Este me brinda la estabilidad de nuestro helicóptero en pitch dado las siguientes consecuencias el rotor de este helicóptero y su fuselaje tiene un derivado de la estabilidad negativa En el pitch el estabilizador ayuda a dar el helicóptero cualidades más generales de manejo. El fuselaje en sí tiene una potente estabilidad negativa debido a la gran área de superficie típicamente de la estructura del avión por delante del centro de gravedad con el ángulo de ataque negativo.

También utilizaremos un perfil aerodinámico invertido para el estabilizador, lo que crea una descarga en vuelo hacia adelante para mantener el fuselaje en un ángulo de ataque más bajo para la resistencia parásita. También está diseñado en este helicóptero para detener la autorrotación empujando para evitar la producción de un empuje hacia arriba y un momento nariz hacia abajo lanzando en el fuselaje.

Para llevar a cabo un buen diseño del estabilizador horizontal hay que tener en cuenta factores como: la presión dinámica, la interferencia con cada uno de los componentes ya que la estela producida por el rotor principal puede afectar nuestro rendimiento. Para analizar nuestro estabilizador horizontal tomaremos dos datos importantes que son la cuerda y la envergadura los cuales se obtuvieron para satisfacer la pendiente de la curva de lift realizados por la compañía bell helicopter textron, pero antes de analizar esta obtendremos los cálculos correspondientes de nuestro estabilizador⁴³.

⁴³ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag 488

En estos cálculos hemos decidido establecer nuestros primeros análisis como la cuerda y la envergadura para posteriormente observar su comportamiento con un aspecto de radio que vamos a estudiar en la figura (6-2).

$$c = 0.8m$$

$$b = 3.7m$$

El aspecto de radio se define mediante la siguiente ecuación:

$$AR = \frac{b}{c} \quad (6-11)$$

Donde AR es el aspecto de radio, b la envergadura en este caso del estabilizador horizontal y c la cuerda de manera que el aspecto de radio es:

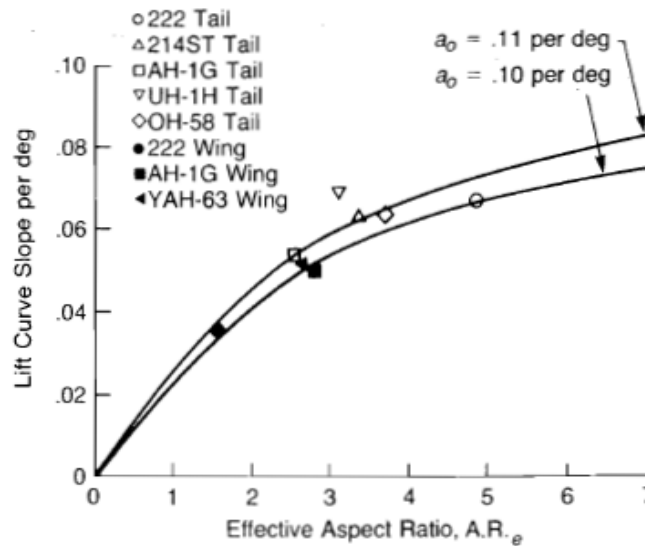
$$AR = \frac{3.7m}{0.8m} = 4.62$$

El área de nuestro estabilizador donde se va generar la sustentación negativa se define de la siguiente manera:

$$A = \frac{b^2}{AR} = \frac{(3.7m)^2}{4.62} = 2.96m^2$$

Donde A es el área, al tener este el diseño de nuestro estabilizador necesitamos evaluar el aspecto de radio respecto a la pendiente de la curva de sustentación, para esto nos basaremos en la figura 6-2 de Raymond Prouty.

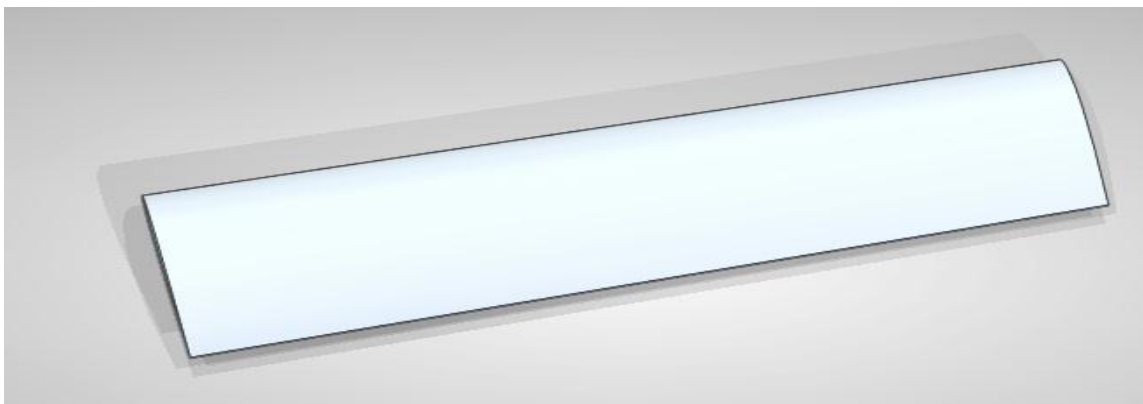
Figura 6-2. Pendiente de curva de sustentación para las palas y estabilizador horizontal del helicóptero.



Fuente .Raymond Prouty. Helicopter, performance, stability and control, ed2.1986 p.490.

Nuestra pendiente de la curva de lift es 0.06 tomado de la figura (6-2). Finalmente para modelar nuestro diseño del estabilizador horizontal nos hemos basado en software solid edge st6.

Figura 6-3. Estabilizador horizontal, naca 0012



Fuente Software Solid edge st6.

Establecido nuestro estabilizador horizontal procedemos a la examinar la influencia negativa, para realizar este estudio nos basaremos en el realizado por las compañías aéreas ya que estos analizaron diferentes tipos de estabilizadores según el ángulo de ataque del fuselaje y llegaron a la siguiente ecuación:

$$\epsilon_F = 1,5 + 0.2\alpha_F \quad (6-12)$$

Donde ϵ_F es el ángulo del estabilizador horizontal Se considera positivo el ángulo del fuselaje dado que se toma sobre el mismo eje de ataque del fuselaje:

$$\epsilon_F = 1.5 + 0.2 * 6.65 = 2.83$$

Finalmente la influencia negativa será respecto al fuselaje ya que este tiene un ángulo negativo de -6.65 el cálculo final de nuestro estabilizador horizontal es:

$$\epsilon_{Fi} = -6.65 + 2.83 = -3.83$$

6.13 ESTABILIZADOR VERTICAL

El propósito principal del estabilizador vertical en nuestro diseño es proporcionar la estabilidad en yaw o guiñada., el estabilizador vertical también puede ser necesario para proporcionar una suficiente fuerza aerodinámica lateral para compensar el empuje del rotor de cola en vuelo hacia adelante y para proporcionar la suficiente anti- torsión para permitir la continuación del vuelo en el caso de la pérdida del rotor de cola

Aliviar el empuje del rotor de cola en vuelo a alta velocidad por medio de una fuerza lateral sobre la aleta es por lo general deseable para reducir al mínimo las cargas aleteo y cíclico del rotor de cola y para maximizar el componente de resistencia a la fatiga El estabilizador vertical también forma un soporte estructural para el rotor de cola, debido a que los flujos se interactúan fuertemente, el rotor de cola puede ser considerado como una parte integral del conjunto de aleta y de plano de cola .El tamaño del estabilizador vertical afecta directamente y de manera adversa el rendimiento del rotor de cola. Un estabilizador menor reducirá los efectos negativos sobre la eficiencia del rotor de cola, pero esto debe equilibrarse con los efectos sobre la estabilidad de guiñada y de otros requisitos de diseño nuestro incluyendo el vuelo hacia los lados⁴⁴.

⁴⁴ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag 500

En estos cálculos hemos decidido establecer nuestros primeros parámetros como la cuerda de raíz, de punta y la envergadura para posteriormente observar su comportamiento en la figura (6-4).

$$b = 2.6m$$

$$croot = 0.9m$$

$$ctip = 0.6m$$

5.13.1 CUERDA MEDIA

Este es el promedio entre la cuerda de punta y de raíz de la cual se describe de la siguiente manera:

$$\bar{c} = \frac{croot + ctip}{2} \quad (6-13)$$

Donde $\bar{c}$ es la cuerda media, $croot$ la cuerda de raíz y $ctip$ la cuerda de punta al utilizar la ecuación (6-13) tenemos:

$$\bar{c} = \frac{0.6m + 0.9m}{2} = 0.75m$$

Al conocer la cuerda media podemos obtener nuestra área. Esta se define para el diseño de nuestro estabilizador vertical como la cuerda media por la envergadura:

$$A = \bar{c}b \quad (6-14)$$

Al utilizar la ecuación (6-14) el área del estabilizador vertical es:

$$A = 0.75m * 2.6m = 1.95m^2$$

Y posteriormente nuestro aspecto de radio el cual se ha definido en las secciones 2.16 utilizando la ecuación del estabilizador horizontal (6-11):

$$AR = \frac{b^2}{A}$$
$$AR = \frac{2.6m^2}{1.95m^2} = 3,47$$

Es importante conocer la relación de taperado de nuestro estabilizador vertical el cual me relaciona la cuerda de punta con la cuerda de raíz para posteriormente mirarlo en la figura (6-4), este se describe mediante la siguiente ecuación:

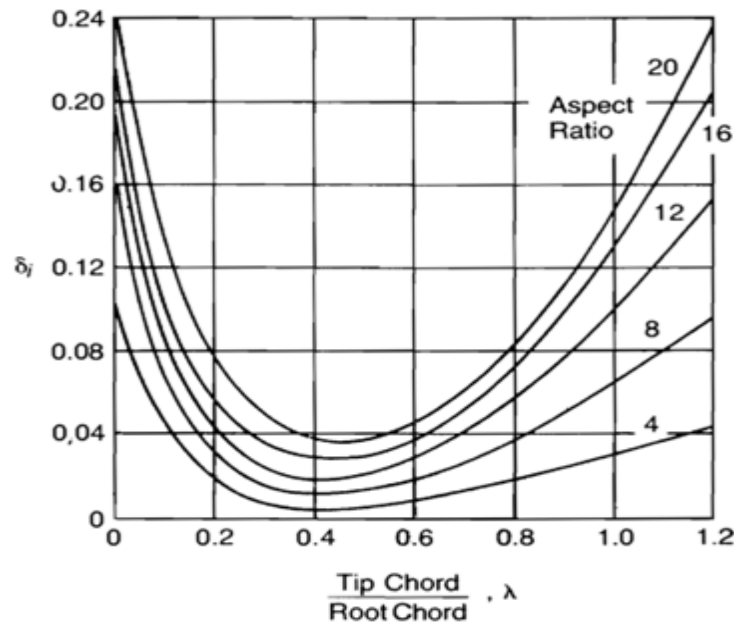
$$\lambda = \frac{ctip}{croot} \quad (6-15)$$

Donde λ es la relación de taperado, utilizando la ecuación (6-15) tenemos:

$$\lambda = \frac{0.6m}{0.9m} = 0.667$$

Una vez establecidos los valores podemos analizar nuestro aspecto de radio junto con nuestra relación de taperado para de esta manera obtener nuestra eficiencia de la envergadura de nuestro estabilizador vertical por medio de la figura (6-4):

Figura 6-4 Eficiencias de la envergadura respecto al aspecto de radio y taperado



Fuente: Raymond W. Prouty. Helicopter performance, stability and control. 1ed. 1986, pag 503.

Nuestra eficiencia según la figura (6-4) para un aspecto de radio de 3.47 y una relación de taperado de 0.667 es alrededor de 0.02. a continuación observaremos nuestro diseño del estabilizador vertical:

Figura 6-5 Modelación del estabilizador vertical solid edge naca 1412



Fuente: solid edge st6

6.14 TREN DE ATERRIZAJE.

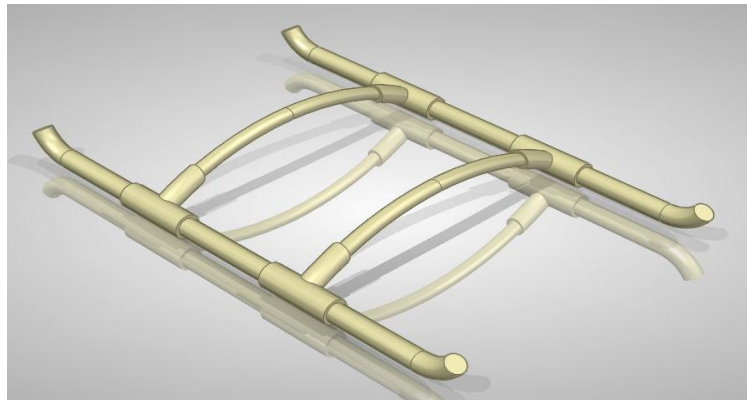
Este se encarga de absorber la energía cinética producida por el contacto entre el helicóptero y la pista o área donde va aterrizar nuestro helicóptero. Aunque los autores no especifican parámetros para llevar a cabo en nuestro diseño hemos considerado que este tiene que estar alrededor del 15% al 20% del tamaño del fuselaje basándonos en algunos como los del UH-60 y el UH-64. Tomando como referencia este dato nuestro tren de aterrizaje tendrá las siguientes especificaciones:

Ancho: 2.8m

Largo: 3.2m

Establecidos estos valores procedemos a modelar nuestro tren de aterrizaje:

Figura 6-6: modelación del tren de aterrizaje



Fuente: solid edge st6

7. PERFORMANCE DEL HELICÓPTERO

Cuando hablamos de estas características del helicóptero, estamos refiriéndonos al rendimiento de los motores dependiendo del tipo de misión para el que fue diseñado. Podemos además conocer la altura que puede obtener el helicóptero teniendo en cuenta los factores de densidad y temperatura que afectan los motores a diferentes altitudes, su consumo y flujo de combustible requerido y el alcance que puede lograr dependiendo de la misión para el que fue diseñado.

Teniendo en cuenta los parámetros anteriores hemos decidido tomar el motor para nuestro helicóptero 2 motores **T700-GE-701** donde tiene las siguientes características:

Tabla 7.1 especificaciones del motor **T700-GE-701**

INFORMACION FISICA	
Etapas de compresión	6
Diámetro nominal(in)	15.6
Longitud(in)	46
Peso (lb)	456
ESPECIFICACIÓN DE POTENCIA	
Consumo específico de Combustible máximo (L.b/hp.hr)	0.462
Máxima potencia	1890

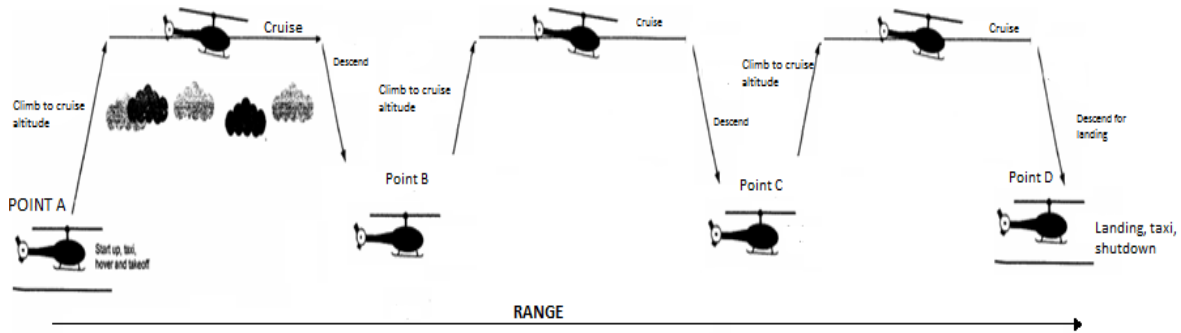
Fuente: general aviation <http://www.geaviation.com>

7.1 RANGO Y CARGA UTIL

Estos proporcionan información del alcance y resistencia del helicóptero con la carga de combustible. La misión específica para el que fue diseñado este helicóptero es de operación contra incendios forestales de manera que tendrá que descender para abastecer el bambi bucket ascender para tomar nuevamente la velocidad de crucero y descender a una altura adecuada para el lanzamiento de la

carga en el incendio forestal, en la figura (7-1) observaremos la misión de nuestro helicóptero para el que fue diseñado.

Figura (7-1) Misión del helicóptero



Este helicóptero aterrizará con una cantidad específica de combustible de reserva la cual equivale al 10 % de la cantidad inicial de combustible. Esta cantidad será lo suficiente para que el helicóptero sobrevuele entre 20 y 30 minutos más con un mínimo régimen de potencia.

El combustible quemado durante el despegue, ascenso y el aterrizaje son factores que se tienen en cuenta en la disminución del peso. Para llevar a cabo nuestra capacidad de combustible tomaremos la siguiente ecuación y Raymond prouty⁴⁵:

$$FUEL = sfc * h.p_{installed} * tiempo\ de\ mision \quad (7.1)$$

El tiempo estimado de la misión de nuestro helicóptero es de tres horas, conociendo nuestro tiempo estimado de operación utilizamos la ecuación (6-1) para determinar la cantidad de combustible utilizado en esta misión

$$FUEL = 0.462 \frac{lbs}{hp} \cdot hr * 1890hp * 3,5hr = 3056.13lb \ o \ 1386.23\ kg$$

Sin embargo como tendremos que sacar por seguridad treinta minutos de operación el tiempo estimado de operación será de tres horas.

⁴⁵Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986, pag 640

7.2 ALTURA MAXIMA DE OPERACION

Como la densidad, la temperatura del aire y la presión atmosférica son distintas en diferentes lugares, a distintas alturas y en diferentes épocas del año es necesario estudiar su comportamiento para que el rendimiento de nuestro motor sea el más adecuado. Para determinar esta variación nos basaremos en la siguiente ecuación⁴⁶:

$$h_p = \frac{T_0}{B} [1 - (\rho / \rho_0)^{0.1903}] \quad (7-2)$$

Utilizando la ecuación (7-2) anterior obtenemos el incremento de potencia a diferentes altitudes.

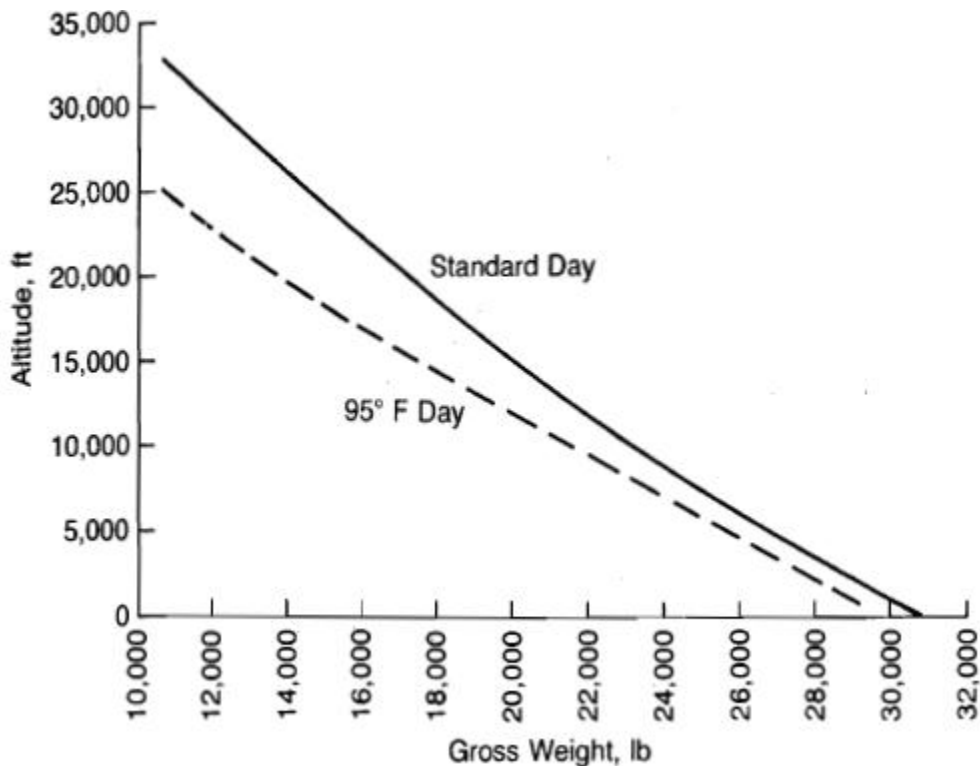
Tabla (7-2) variación de la potencia a diferentes altitudes

$h(m)$	$T (^\circ C)$	$\rho \frac{kg}{m^3}$	$\rho_0 \frac{kg}{m^3}$	h_p
0	14,85	1,225	1,225	0,00
1000	14,85	1,117	1,225	160,92
2000	14,85	1,006	1,225	339,23
3000	14,85	0,909	1,225	507,83
4000	14,85	0,819	1,225	677,07
5000	14,85	0,736	1,225	846,26
6000	14,85	0,661	1,225	1012,21
7000	14,85	0,592	1,225	1178,14
8000	14,85	0,525	1,225	1354,08
9000	14,85	0,467	1,225	1520,86
10000	14,85	0,413	1,225	1691,05

⁴⁶J. Gordon Leishman Principles of helicopter aerodynamics. 2ed.2006, pag 213

Una vez establecido el incremento de potencia a diferentes altitudes proseguimos a determinar nuestra altura respecto a nuestro peso, para esto tomaremos el siguiente grafico de prouty:

Figura (7-2) peso bruto vs altitud



Fuente: Raymond W. Prouty. Helicopter performance, stability and control. 1ed. 1986, pag 525

Con base a la anterior figura establecemos que nuestra altitud máxima de operación está a 12000 ft o 3657.6 m.

7.3 SISTEMA BAMBI BUCKET

El principal objetivo de este sistema es combatir cualquier tipo de incendio forestal, industrial o rural, en el menor tiempo posible antes de que este se disperse o se salga de control y con el menor coste posible.

Todo esto es posible lograrlo en la adaptación de los helicópteros o en el diseño de estos. La adecuación consiste en un completo equipo para el almacenaje de

agua y descarga, según la misión de este helicóptero. Además posee un sistema de dosificación de productos sofocantes de la llama tipo espuma que irán mezclado con el agua.

En la siguiente tabla se va mostrar algunos modelos de bambi bucket y algunas características de su capacidad de cargue peso.

Tabla (7-3) modelos de bambi bucket según su capacidad de carga

Bambi Model	Capacity			Gross Weight		Empty Weight	
	IMP Gal	USG Gal	Liters	lb	kg	lb	kg
5566	550	660	2500	5800	2600	250	110
6578	650	780	3000	6800	3100	320	150
7590	750	900	3400	7900	3600	360	160
HL4000	880	1100	4000	9200	4200	380	170
HL5000	1100	1300	5000	11000	5200	400	180
HL7600	1700	2000	7600	17000	7800	460	210
HL9800	2200	2600	9800	22000	10000	530	240

Fuente: Sei industries service manual bambi bucket (2024-4453)

7.3.1 CARACTERÍSTICAS DEL BAMBI BUCKET 5566

- Esta hecho de material impermeable de alta resistencia, dispone de una válvula de descarga de agua y un armazón de aluminio que le da forma, de la que va suspendido el helicóptero por medio de unas cuerdas metálicas unidas a la argolla principal que lo conecta al gancho de carga del helicóptero.
- El llenado del depósito se realiza por inmersión en la fuente de agua, para lo cual posee un contrapeso que lo hace volcar y hundirse.
- Puede ser equipado con un sistema de inyección de espuma.
- La apertura de liberación de agua del bambi bucket es accionado por un sistema eléctrico, activado desde el interior del helicóptero por el piloto.
- En una eventual emergencia como enredarse o no abrir, puede ser liberado automáticamente accionando el gancho de carga y dejándolo caer.
- Cuenta con un sistema de estrangulamiento, para disminuir hasta un 30% su capacidad total, lo que facilita su maniobrabilidad y levante del helicóptero.

7.3.2 PROCEDIMIENTO PARA LA CONEXIÓN DEL BAMBI BUCKET.

- Retirar la cabeza de acople del bambi bucket con mucho cuidado, evitando enredar las cuerdas entre ellas.
- Arrastrar con mucho cuidado la cabeza de acople, por debajo del helicóptero entre los esquíes hasta el gancho de carga.
- El gancho de carga lo abre el piloto desde el interior del helicóptero, o en forma mecánica el Brigadista lo hace, para conectar la cabeza del bambi bucket. En algunos helicópteros el modelo del gancho de carga es tipo mosquetón, por lo que solo es necesario presionar la argolla al gancho y entrará con facilidad.
- Se verifica las conexiones eléctricas del helicóptero y del bambi bucket. el piloto verifica que la conexión eléctrica esta correcta, presionando el automático de abertura del bambi bucket.
- se conectar el dispositivo de inyección de espuma, uniendo el conector de espuma del helicóptero con el del bambi bucket. Para comprobar que la conexión esta correcta, tire hacia atrás las dos uniones.

7.3.3 GENERALIDADES SOBRE LA SEGURUDAD DEL ABASTECIMIENTO DEL AGUA.

El piloto debe de tener en cuenta las siguientes pautas al momento de abastecer el bambi bucket con agua:

- Obstáculos alrededor del área de abastecimiento como: arboles, matorrales altos, ropa tendida y tendidos eléctricos.
- Dirección e intensidad del viento.
- Profundidad de la fuente de agua o tanque de donde el helicóptero va llenar el bambi bucket.
- Cercanía de la fuente del agua al lugar del incendio, para aumentar la frecuencia de lanzamientos.
- Ruta de aproximación.
- Características de la aeronave especialmente su peso.
- Condición de visibilidad.
- Temperatura del aire.
- Visión a través del espejo que se encuentra por debajo del helicóptero.
- Presencia de aves, animales o personas bañándose.
- Propietario de la fuente de agua especialmente tanques agrícolas.

7.3.4 TÉCNICAS DE LANZAMIENTO.

A diferencia del avión, el lanzamiento de agua desde este helicóptero puede ser más certero y localizado, puesto que la aeronave es mucho más maniobrable considerando que en espacios confinados puede regular la altura y su velocidad de vuelo así como tipo de lanzamiento a realizar.

Para efectuar un buen lanzamiento el piloto debe tener en cuenta lo siguiente:

- El modelo del helicóptero que está utilizando y sus límites.
- La dirección del viento predominante.
- El peso de la aeronave (recordar que disminuye al consumirse el combustible).
- Las condiciones de visibilidad (dispersión del humo, neblina o bruma).
- La temperatura del aire sobre el incendio y en sus alrededores.
- Las características de la topografía en el circuito de lanzamiento.
- La altitud sobre el nivel del mar.
- La altura del lanzamiento.
- La dirección de aproximación favorable, con relación al incendio y los obstáculos.
- La dirección de frustrada o drop off.
- La posibilidad de falla del bambi bucket.

7.4 TIPOS DE LANZAMIENTO DEL BAMBI BUCKET SEGÚN LA VELOCIDAD DEL HELICÓPTERO.

7.4.1 En lanzamiento con velocidad.

Se realiza a una velocidad de 30 a 60 nudos (entre 55 a 111 km/hr aproximadamente) y se caracteriza porque el helicóptero recorre una mayor distancia durante el lanzamiento y llega menos agua al suelo. Se utiliza en las siguientes condiciones:

- Terrenos amplios y planos.
- Vegetación baja.
- Combustible ligero.
- Intensidad calórica baja.
- Visibilidad óptima.

7.4.2 Lanzamiento a baja velocidad.

Se realiza a una velocidad de 20 a 30 nodos (entre 37 y 55 km/hr aproximadamente) y se logra un área mojada de menos dimensiones que en la anterior situación, por lo que la concentración de agua sobre el terreno mejora. Se utiliza bajo las siguientes condiciones:

- Terrenos abruptos mixtos.
- Bosques jóvenes, nativos, arbustos o matorrales.
- Intensidad calórica media o alta.
- Dificultad en la visibilidad del foco o una mala visión panorámica del incendio.
- Presencia de obstáculos artificiales o naturales.

7.4.3 El lanzamiento en vuelo estacionario o a muy baja velocidad.

Implica concentrar la descarga en un punto específico del incendio a una velocidad entre los 5 a 20 nudos (entre 9,3 y 37 km/h aproximadamente) cuando se da una o más de las siguientes condiciones.

- Áreas de difícil acceso.
- Quebradas profundas.
- Bosques adultos y densos.
- Vegetación alta.
- Combustibles pesados.

7.5 ANALISIS DEL QUIMICO.

El químico AFFF (Aqueous Film Forming Foam) Son concentrados de espuma que forman una película acuosa y se utilizan normalmente para fuegos de hidrocarburos en concentraciones al 3% principalmente. Estas espumas son sintéticas de baja expansión.⁴⁷

La espuma AFFF viene en distintas series tales como AFFF 1%, 3% AFFF, AFFF 6% entre otras pero también hay nombres específicos utilizados como AFFF 3% s o AFFF 1% F. entre otros. En nuestro caso utilizaremos el químico AFFF 3% UL y 6% UL para combatir los incendios forestales desde nuestro helicóptero.

⁴⁷ www.fomtec.com

7.6 DESCRIPCION DEL AFFF

El AFFF 3% y 6% UL son una solución acuosa que forman una película concentrada de espuma, que consiste de activos de fluoro-carbon y de hidrocarburos mezclados con diversos disolventes, conservantes y estetizantes⁴⁸.

La espuma forma una película acuosa que corta rápidamente el suministro de oxígeno y por lo tanto derriba el fuego, suprime la liberación de vapores inflamables y enfría la superficie del combustible apagando el fuego e impidiendo la re ignición.

Las espumas AFFF 3% y 6% UL se debe utilizar en la solución de proporciones 3% (3 parte de concentrado en 97 partes de agua) y 6% (6 partes de concentrado en 97 partes de agua) respectivamente, en agua fresca o de mar

Datos técnicos

Tabla (7-4) Datos técnicos del químico AFFF 3%UL y 6%UL

Apariencia	Líquido color ámbar claro
Gravedad específica a15.6°C	0.990
Aproximación viscosa a15.6°C	< 2cSt
Ph	7.5+/- 0.5
Punto d congelación	.-2°C
Punto de fluidez	2°C
Aprox. De tensión superficial AFFF 3%UL	16.5 Dinas/cm
Aprox. De tensión superficial AFFF 6%UL	17.5 Dinas/cm

Fuente. www.fomtec.com

La tabla anterior nos muestra las especificaciones a los diferentes grados Celsius que puede ser sometido el químico que utilizaremos en nuestro helicóptero el cual

⁴⁸ www.fomtec.com

ira en un compartimiento que se hizo especial en el sistema Bambi Bucket ver figura (7-2).

La vida esperada de este químico depende de las condiciones de almacenaje, temperatura, contenedor original y otros sin embargo para las espumas sintéticas se puede lograr hasta 20 años,

7.7 CONTENEDOR DEL QUIMICO.

Es importante el almacenamiento del químico en un contenedor que pueda resistir los límites de presión y temperatura a diferentes altitudes por esta razón en este proyecto se establecerá un compartimiento de polipropileno de media densidad conforme a la ficha técnica del químico con las siguientes características:

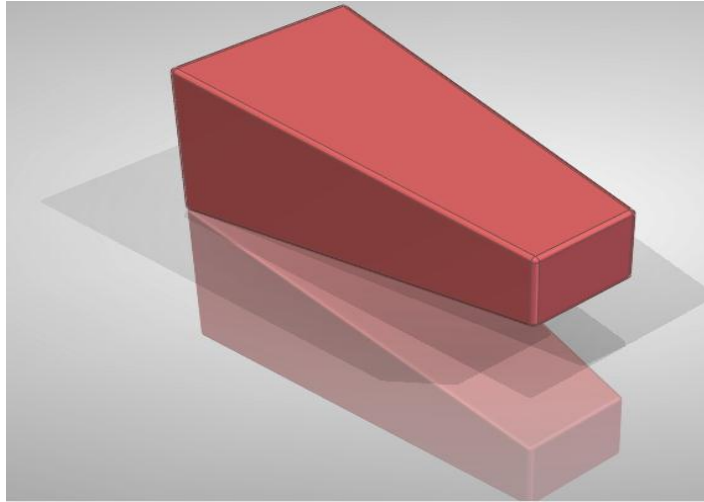
Figura 7-3 especificaciones técnicas del polipropileno de media densidad.

Prop. físicas	Valor Típico (Inglés)	Valor Típico (Métrico)	Método de Ensayo
Densidad			ASTM D792
Natural	0,940 g/cm ³	0,940 g/cm ³	
Yellow	0,942 g/cm ³	0,942 g/cm ³	
Índice de fusión			ASTM D1238
190°C/5,0 kg	0,77 g/10 min	0,77 g/10 min	
190°C/21,6 kg	19 g/10 min	19 g/10 min	
ESCR (212°F (100°C), 100% de Igepal, F0)	> 3000 hr	> 3000 hr	ASTM D1693C
Prop. mecánicas	Valor Típico (Inglés)	Valor Típico (Métrico)	Método de Ensayo
Tensión			ASTM D638
Punto de Fluencia	3050 psi	21,0 MPa	
Rotura	4790 psi	33,0 MPa	
Elongación (Rotura)	800 %	800 %	ASTM D638
Módulo de Flexión - Módulo Secante 2%	120000 psi	827 MPa	ASTM D790
Prop. térmicas	Valor Típico (Inglés)	Valor Típico (Métrico)	Método de Ensayo
Temperatura de Ablandamiento Vicat	246 °F	119 °C	ASTM D1525
Estabilidad térmica	> 428 °F	> 220 °C	ASTM D3350
Tiempo de inducción de oxidación			ASTM D3895
392°F (200°C)	> 90 min	> 90 min	
Extrusión	Valor Típico (Inglés)	Valor Típico (Métrico)	
Temp. de la zona 1 del cilindro	329 °F	165 °C	
Temp. de la zona 2 del cilindro	365 °F	185 °C	
Temp. de la zona 3 del cilindro	392 °F	200 °C	
Temp. de la zona 4 del cilindro	401 °F	205 °C	
Temperatura de Masa Fundida	392 a 410 °F	200 a 210 °C	

Fuente. <http://www.equiurbe.com/>

Conociendo el material y sus especificaciones, estableceremos el volumen el cual será de 3.64 metros cúbicos y se muestra en la siguiente imagen:

Figura. (7-4) compartimiento del químico AFFF



Fuente.Software solid edge st6.

7.8 ESTIMACIÓN DE PESOS.

Un actor clave en el proceso de diseño preliminar en la ingeniería es el peso este se basa en estimaciones tanto en la amplia experiencia y el buen juicio de ingeniería sobre las tendencias actuales y futuras. El peso total se divide en diferentes categorías como es el de los pasajeros, los pilotos, combustible y el peso en vacío que es conformado por toda la estructura, aviónica, hidráulica entre otros:

$$W_o = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty} \quad (7-3)$$

7.8.1 Peso de los pasajeros y tripulación.

Este peso es regulado por la normatividad FAR 23 que me los cuales están establecidos para un pasajero una carga de 175 libras en este caso:

$$W_{crew} (2 \text{ piloto}) + W_{payload} (2 \text{ pasajeros}) = 700 \text{ libras} \quad 0 \quad 318 \text{ kg}$$

7.8.2 PESO EN VACÍO

Para la estimación de pesos en vacío se realizara según el libro helicopter performance, stability and control. Del autor Raymond prouty el cual se basa en una comparación con los diferentes componentes del helicóptero y diferentes cálculos de diseño realizados anteriormente⁴⁹.

MAIN ROTOR BLADES.

$$W_{bM} = 0.026b^{0.66}cR^{1.3}(\Omega R)^{0.67} \quad (7-4)$$

$$W_{bM} = 0.026 * (16)^{0.66}(0.65)(8)^{1.3}(28.2 * 8)^{0.67} = 59.3417 \text{ kg por pala}$$

En el estudio anterior del análisis del rotor se ha determinado de 45 kg, como son 4 palas para un total de 237.36 kg

ROTOR DE COLA.

$$W_T = 1.4R_T^{0.90} \left(\frac{\text{Clasificacion h.p transmisión}}{\Omega_M} \right)^{0.90} \quad (7-5)$$

$$W_T = 1.4 * 2.667_T^{0.90} \left(\frac{1102.25}{28.2} \right)^{0.90} = 101.15 \text{ Kg}$$

EJE DEL ROTOR PRINCIPAL Y DE LA BISAGRA.

$$W_{hM} = 0.0037b^{0.28}R^{1.5}(\Omega R)^{0.43} \left(0.67W_{bM} + \frac{gJ}{R^2} \right)^{0.55} \quad (7-6)$$

⁴⁹ Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control. 1ed. 1986, pag 640

En estos cálculos el *MOMENTO POLAR INERCIAL* el cual lo refieren para los cálculos de pesos que puede ser igual a 2 veces la inercial quitándole el disco en este caso el momento de inercia polar es:

$$3840kg/m^2 * 2 = 7680 kg/m^2 * 2$$

$$W_{hM} = 0.003716^{0.28} 8^{1.5} (28.2 * 8)^{0.43} (0.67 * 237.36 + \frac{9.8 * 7860}{8^2})^{0.55} \quad (7-7)$$

$$W_{hM} = 389.50kg$$

STABILIZER HORIZONTAL.

$$W_H = 0.72 A_H^{1.2} A R_H^{0.32} \quad (7-8)$$

$$W_H = 0.72 * (2.96) *_{H}^{1.2} 4.62_{H}^{0.32} = 4.32kg$$

STABILIZER VERTICAL.

$$W_H = 1.05 A_V^{1.2} A * R_V^{0.32} * (\text{numero de cajas del rotor principal})^{0.71} \quad (7-9)$$

$$W_H = 1.05 * (2.60)_{V}^{1.2} (1.74)_{V}^{0.32} * (2)^{0.71} = 6.45kg$$

FUSELAGE

$$W_F = 6.9 \left(\frac{G \cdot w}{1000} \right)^{0.49} L_F^{0.61} (Swet_F)^{0.25} \quad (7-10)$$

$$W_F = 6.9 \left(\frac{98000}{1000} \right)^{0.49} * 16^{0.61} * (2,04)^{0.25} = 423.12 kg$$

TREN DE ATERRIZAJE.

$$W_{LG} = 40 \left(\frac{G.W.}{1000} \right)^{0.67} (\text{Numeroderuedas})^{0.54} \quad (7-11)$$

En este caso como es un tren fijo y no tiene ruedas se anula

$$W_{LG} = 40 \left(\frac{10000kg}{1000} \right)^{0.67} = 187.09kg$$

CONTROLES DE CABINA.

$$W_{c.c} = 11.5 \left(\frac{G.W}{1000} \right)^{0.40} \quad (7-12)$$

$$W_{c.c} = 11.5 \left(\frac{98000N}{1000} \right)^{0.40} = 71.9760$$

INSTRUMENTOS.

$$W_I = 3.5 \left(\frac{G.W}{1000} \right)^{1.3} \quad (7-13)$$

$$W_I = 3.5 \left(\frac{10000}{1000} \right)^{1.3} = 69.834 \text{ kg}$$

HYDRAULICA.

$$W_{hyd} = 37b_M^{0.63}c^{1.3} \left(\frac{\Omega R_M}{1000} \right)^{2.1} \quad (7-14)$$

$$W_{hyd} = 37 * 201_M^{0.63} 0.65^{1.3} \left(\frac{28.3*8}{1000} \right)^{2.1} = 26.1827 \text{ kg}$$

SISTEMAS ELETRICOS.

$$W_{EL} = \frac{9.6(Clasificación\ h.p\ transmisión)^{0.65}}{\left(\frac{G.W}{1000}\right)^{0.40}} - W_{hyd} \quad (7-15)$$

$$W_{EL} = \frac{9.6(1102)^{0.65}}{\left(\frac{G.W}{1000}\right)^{0.40}} - 26.18 = 336.63kg$$

Antes de pasar al análisis de equilibrio de nuestro diseño es importante analizar las especificaciones del bambi bucket:

7.9 EQUILIBRIO

La mejor posición para el centro de gravedad en un helicóptero de un solo rotor es ligeramente por delante del eje del rotor principal. Incluso cuando el diseñador tiene buenas intenciones y logra este objetivo durante el diseño preliminar, la experiencia indica que antes de que el helicóptero está listo para la producción, su centro promedio de gravedad (CG) se han desplazado hacia atrás y se establecieron en algún lugar detrás del eje. En algunos casos, este popa C. G. posición es forzada por consideraciones de diseño , incluso durante el diseño preliminar.

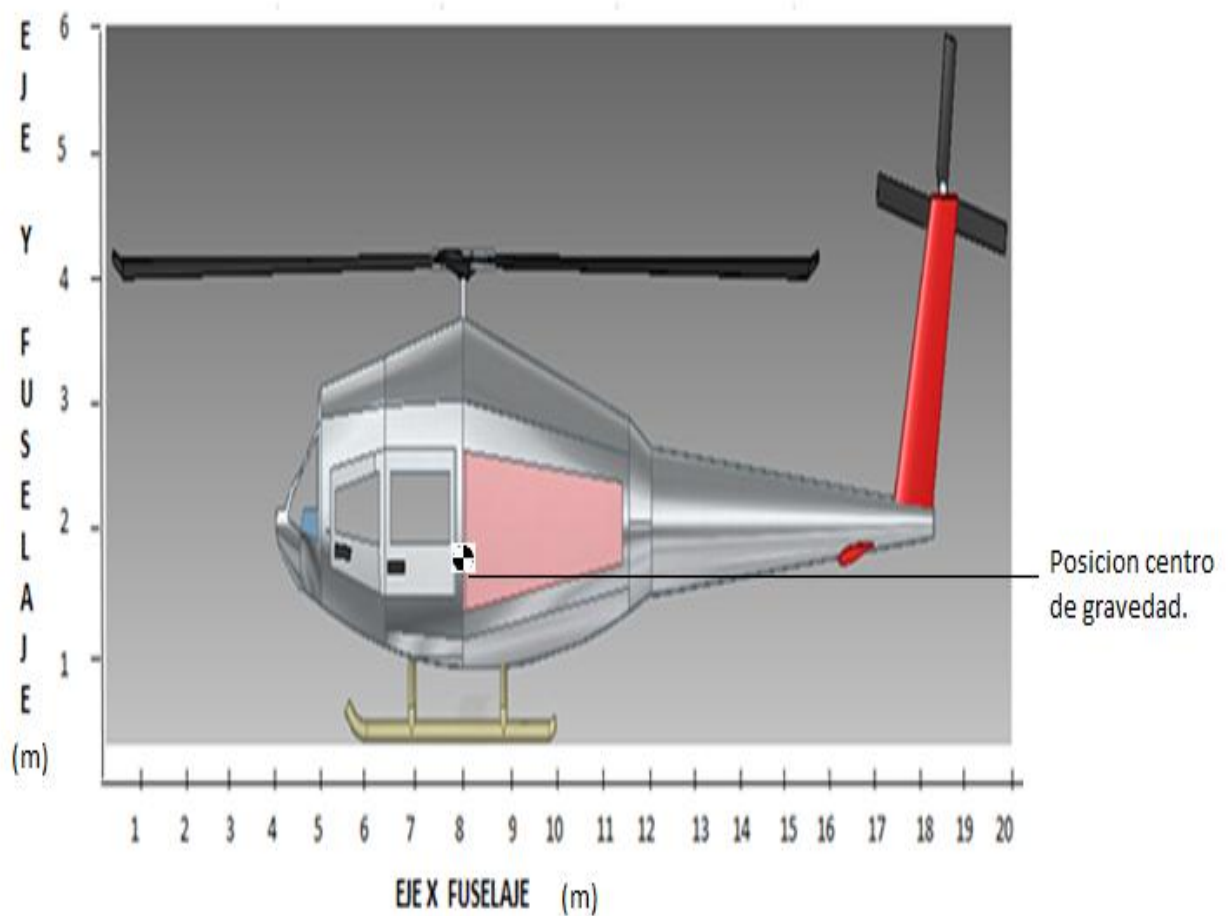
Tabla (7-5) pesos de los componentes para posteriormente localizar el centro de masa.

COMPONENTE, CARGAS U OTROS	PESO kg	ESTACION m FUELAJE (x)	ESTACION m FUELAJE (y)	MOMENTO X (m*kg)	MOMENTO Y (m*kg)
PALAS DEL ROTOR PRINCIPAL	237,36	8	4,3	1898,88	1020,648
EJE Y BISAGRA DEL ROTOR PRINCIPAL	389,5	8	4	3116	1558
ROTOR DE COLA	101,15	18,5	4,2	1871,275	424,83
TREN DE ATERRIZAJE	187,09	8	1	1496,72	187,09
PLANTA MOTRIZ x2	413,66	8	3	3309,28	1240,98
HIDRAULICOS	26,18	10,5	1,3	274,89	34,034
INSTRUMENTOS	69,83	4,5	1,5	314,235	104,745
ELETRICOS	336,63	5,9	1,4	1986,117	471,282
FUSELAJE	423,12	8	2	3384,96	846,240
ESTABILIZADOR HORIZONTAL	4,32	16,7	1,8	72,144	7,776
ESTABILIZADOR VERTICAL	6,45	18,5	3,4	119,325	21,93
BAMBI BUCKET GROSS WEIGHT	3100	7,8	0,8	24180	2480,00
COMBUSTIBLE Y RECERVA	1386,24	8,5	1,4	11783,04	1940,736
TRIPULACION	159	4,5	2	715,5	318
PASAJEROS	159	5,5	2	874,5	318
COMPORTAMIENTO CON QUIMICO	3000	9,3	2	27900	6000
TOTAL	9999,53			83296,866	16974,293

$$C.G_x = \frac{83296,866}{9999,53} = 8.33m \quad C.G_y = \frac{16974,293}{9999,53} = 1.69m$$

La ubicación del centro de gravedad para nuestro helicóptero está a 8.33m en el eje x y 1.69m en el eje y

Figura. (7-6) cetro de gravedad de nuestro helicóptero unidades en metros .



Fuente.Software solid edge st6.

Figura. (7-7)Diseño final helicóptero para operación contra incendios forestales



Fuente. Diseñado en solidedge str6.

8. CONCLUSIONES

- Los límites de diseño analizados en el elemento pala se llevaron al borde de los permitidos ya que en el momento en que se establecieron los límites de compresibilidad, ruido, velocidad de punta no tuvieron en cuenta el diseño de punta, los perfiles de segunda generación y el twist.
- Aunque este diseño preliminar estuvo basado en las ideas expuestas por leishman gordon y raymound prouty estos no dan los parámetros más importantes para ser llevado a cabo como la distancia del rotor de cola a la del principal, la manera en que este influye en la estabilidad del helicóptero entre otros.
- Cuando desarrollamos parte de la estabilidad nos dimos cuenta que cada calculo con lleva a la aerodinámica por ende creemos que para un prototipo de diseño nuevo la mejor forma de iniciar es por la estabilidad junto el análisis del elemento pala.

9. RECOMENDACIONES.

- Determinar por un software de elementos finitos computacionales (ANSYS) la aerodinámica de este diseño preliminar ya que estos me ayudan a brindar un acercamiento muy interesante en la etapa del diseño detallado.
- Determinar el diseño detallado de este diseño para posteriormente ser analizado en un túnel de viento y de esta manera examinar todos los análisis aerodinámicos correspondientes y después compararlos con los obtenidos en el preliminar y los arrojados en el software de elementos finitos (ANSYS).
- El control de un helicóptero es uno de los análisis más complejos aunque en este proyecto se obtuvieron algunos de ellos la manera más idónea es en un túnel de viento ya que la etapa experimental nos brinda un análisis más completo de esta manera compararlos con los del diseño preliminar y llegar a una convergencia junto con los datos aerodinámicos.

10. BIBLIOGRAFIA.

- Raymond W. Prouty. helicopter performance, stability and control.1ed.1986
- J. Gordon Leishman Principles of helicopter aerodinamycs. 2ed.2006.p.71.
- Wayne Johnson helicopter theory 1ed,1994
- Universidad politécnica de Catalunya diseño preliminar de un helicóptero David Martínez Santin,
- Rotorcraft flying handbook 2000 us department of transportation federal aviation administration
- General aviation www.geaviation.com/
- www.fomtec.com
- Sei industries service manual bambi bucket (2024-4453)