

DISEÑO PRELIMINAR DE UN AUTOGIRO DEPORTIVO MONOPLAZA.

CAMILO ANDRES RIBERO FERNANDEZ.  
LUIS ALEXANDER RIOS RAMIREZ.

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA.  
FACULTAD DE INGENIERÍA.  
PROGRAMA AERONÁUTICA.  
BOGOTÁ  
2008

DISEÑO PRELIMINAR DE UN AUTOGIRO DEPORTIVO MONOPLAZA.

CAMILO ANDRES RIBERO FERNANDEZ.  
LUIS ALEXANDER RIOS RAMIREZ.

Proyecto de grado

Asesor Temático:  
AURELIO MENDEZ.  
Ingeniero Mecánico.

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA.  
FACULTAD DE INGENIERÍA.  
PROGRAMA AERONÁUTICA.  
BOGOTÁ  
2008

Notas de aceptación

---

---

---

---

---

---

Firma del presidente del Jurado

---

Firma del Jurado

---

Firma del Jurado

Bogotá D.C. Diciembre de 2008

## **AGRADECIMIENTOS**

Primero que todo le doy gracias a dios quien es el que nos da la vida y nos pone un camino para que lo tomemos. Quiero agradecerle a mi mamá quien es el pilar de este logro, ya que fue la persona de quien recibí más apoyo tanto en lo económico como en lo moral y fue la persona quien influyó para que tomara la decisión de escoger esta carrera, agradecerle a mi papá, hermanos, abuelitos, tíos, primos, amigos y compañeros de universidad, quienes siempre estuvieron a mi lado en los momentos buenos y en los malos momentos, donde sin ellos yo creo que este momento no habría llegado. Agradecerle a la vida por esta oportunidad que me ha dado y además tengo que darle muchas gracias al estado colombiano ya que fueron quienes económicamente me dieron la oportunidad de realizar un sueño que tenía y volverlo realidad. Creo que a todo esto lo único que puedo decir para retribuir este apoyo es que gracias a Dios he logrado un triunfo muy grande en mi vida.

**Alexander Rios Ramírez**

Para empezar estas palabras tan difíciles, que es la culminación de una etapa muy importante para mi vida, quiero agradecerle a Dios por darme la oportunidad de vivir y crecer en un hogar tan lindo y bien conformado como es el de la familia Ribero- Fernández, darle gracias por darme salud, y sobre todo la oportunidad de estudiar una carrera tan importante como es la Ingeniería Aeronáutica. Gracias Dios mío.

Darle muchísimas gracias a mí Papá, Camilo Ribero a mi mamá Sandra Fernández y a mis hermanitos que son unas de las personas más importantes en mi vida, ya que ellos siempre estuvieron presentes en todos los momentos de mi vida sobre todo en situaciones difíciles y debido al apoyo de ellos es que salí adelante en este proceso de mi vida, a toda mi familia abuelo, tíos, primos etc. Y a toda la gente que por cinco años largos me rodearon en la universidad para enseñarme muchas cosas nuevas que estaré aplicando en mi vida laboral y profesional, a una persona que es muy importante en mi vida que me ha enseñado a madurar y a enfrentar la vida con mucha personalidad Yesica. Y para culminar a Carlos Mayorga que es la persona que me ha ayudado a empezar mi vida laboral con muchos éxitos. Gracias a todos y espero darles mas alegrías en lo que me queda de vida.

**Camilo Andrés Ribero Fernández**

No podemos dejar atrás a la persona más importante que ha tenido este proyecto de grado, Al Ingeniero Aurelio Méndez que fue la persona que nos orientó todo este tiempo para poder llegar Al objetivo final. El anhelado proyecto de grado.

Por otro lado la persona que nos oriento teóricamente en este proyecto de grado, la Licenciada Patricia Carreño. Que fue la encargada de hacer las diferentes correcciones metodológicas.

## CONTENIDO

	pág.
INTRODUCCIÓN	
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	1
1.1 ANTECEDENTES	1
1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA	2
1.3 JUSTIFICACIÓN	3
1.4 OBJETIVOS	4
1.4.1 Objetivo general	4
1.4.2 Objetivos específicos	4
1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES	5
1.5.1 Alcances	5
1.5.2 Limitaciones	5
2. MARCO DE REFERENCIA	6
2.1 MARCO TEÓRICO-CONCEPTUAL	6
2.1.1 Misión	7

2.1.2	Selección del motor	7
2.1.3	Auto rotación	9
2.1.4	Pesos	12
2.1.5	Coeficientes	12
2.1.6	Diámetro del rotor	13
2.1.7	Cuerda de las palas	13
2.1.8	Sustentación	14
2.1.9	Hélice	14
2.1.10	Estabilizadores	15
2.1.11	Generalidades	16
2.1.12	Ventajas de un autogiro	18
2.1.13	Clases o clasificación de los autogiros	19
2.2	MARCO LEGAL O NORMATIVO	19
3	METODOLOGÍA	20
3.1	ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN	21
3.2	LINEA DE INVESTIGACIÓN DE LA USB/ SUB-LINEA DE FACULTAD/CAMPO TEMATICO DEL PROGRAMA	21

3.3	TÉCNICAS DE RECOPIACIÓN DE INFORMACIÓN	21
3.4	HIPÓTESIS	22
3.5	VARIABLES	22
3.5.1	Variables independientes	22
3.5.2	Variables dependientes	22
4.	DESARROLLO INGENIERIL	23
4.1	ESTIMACIÓN DE PESOS	23
4.2	CONFIGURACIÓN GENERAL DE LA CABINA	27
4.2.1	Configuración de la cabina	27
4.2.2	Configuración alar	27
4.2.3	Ubicación de la planta motriz	28
4.2.4	Configuración del empenaje	29
4.2.5	Configuración del sistema del tren de aterrizaje	29
4.3	CONFIGURACIÓN AERODINÁMICA	31
4.3.1	Requerimientos de sustentación para las diferentes velocidades de Vuelo	35
4.3.2	Dimensionamiento de los estabilizadores	37

4.4	DETERMIANCIÓN DE LA VELOCIDAD ROTACIONAL DE ROTOR	44
4.5	DETERMINACIÓN DEL DRAG	49
4.5.1	Drag parásito	51
4.5.2	Cabina	52
4.5.3	Aerodinámica de la cabina	56
4.5.4	Coeficiente de drag de la cabina	57
4.5.5	Coeficiente de drag de la cabina debido al lift	62
4.5.6	Drag del tren de aterrizaje	66
4.5.7	Drag del empenaje	69
4.5.8	Resistencia total del autogiro deportivo monoplaza	78
4.6	COEFICIENTE DE AUTOROTACIÓN	79
4.6.1	Velocidad rotacional en las palas del rotor	79
4.6.2	Disposición en la sustentación del rotor	81
4.6.3	Auto-rotación	86
4.6.4	Flapeo y conicidad de las palas del rotor	98
4.6.5	Fuerza centrífuga del rotor	102
4.7	SISTEMA DE PROPULSIÓN DEL AUTOGIRO	105

4.7.1	Tipo de motor	105
4.7.2	Parámetros de funcionamiento	105
4.7.3	Diferentes vistas del motor	106
4.7.4	Datos técnicos	107
4.7.5	Características generales	108
4.7.6	Descripción de los sistemas	109
4.7.7	Representaciones en condiciones estándar	115
4.7.8	Hélice	116
4.8	PESO Y BALANCE	122
4.8.1	Diagrama de V-n	122
4.8.2	Peso de los componentes	125
4.8.3	Ubicación de los centros de gravedad	128
4.9	PARÁMETROS DE RENDIMIENTO	131
4.9.1	Potencia requerida	131
4.9.2	Potencia disponible	133
4.9.3	Velocidad de crucero	135
4.9.4	Rata de ascenso	135

4.9.5	Tiempo de operación y rango	137
4.9.6	Distancia de despegue	138
4.10	ESTABILIDAD	141
4.10.1	Estabilidad estática	141
4.11	TREN DE ATERRIZAJE	152
3.11.1	Tipo de tren y sus características	152
4.11.2	Superficies de operación	152
4.11.3	Ubicación del tren de aterrizaje	153
4.11.4	Cargas en el tren de aterrizaje	157
4.11.5	Carga en el tren de nariz	157
4.11.6	Cargas en el tren principal	157
4.11.7	Número de ruedas del autogiro	158
4.11.8	Carga dinámica en el tren de nariz	161
4.11.9	Tolerancia de las ruedas	162
4.11.10	Cálculo factor último del tren de aterrizaje	163
4.11.11	Interfase pierna-rueda del tren de aterrizaje	166
4.11.12	Shock absorber	168

4.11.13 Diámetro del shock absorber del tren principal	169
4.11.14 Deflexión del shock absorber del tren de nariz	170
4.11.15 Sistema de frenos	170
4.12 SISTEMAS DE CONTROL DE VUELO DEL AUTOGIRO	173
4.12.1 Sistema de control del Rotor	173
4.12.2 Sistemas de control del Rudder	186
4.13 SISTEMA DE INDICACIÓN	192
4.13.1 Indicador de altitud. (Altímetro)	192
4.13.2 Indicador De Velocidad	193
4.13.3 Indicador De velocidad vertical (Vsi)	194
4.13.4 Tacómetro del rotor	194
4.13.5 Tacómetro	195
4.13.6 EGT	196
4.13.7 Horometro	196
4.13.8 Brújula	197
4.13.9 Indicador de nivel de combustible	198
4.14 SELECCIÓN DE MATERIALES Y ANÁLISIS DE COSTOS	199

4.14.1 Selección de materiales	199
4.14.2 Análisis de costos	201
5 CONCLUSIONES	205
6 RECOMENDACIONES	207
BIBLIOGRAFÍA	208
ANEXOS	211

## LISTA DE TABLAS

	pág.
Tabla 1. Parámetros del motor	8
Tabla 2. Parámetros del Perfil del Rotor	14
Tabla 3. Parámetros del Perfil de los Estabilizadores	15
Tabla 4. Parámetros iniciales.	31
Tabla 5. Diferentes diámetros de rotores	32
Tabla 6. Dimensiones de las palas	32
Tabla 7. Parámetros de solidez	34
Tabla 8. Parámetros de coeficientes a diferentes velocidades	35
Tabla 9. Parámetros para el estabilizador vertical	40
Tabla 10. Parámetros para el estabilizador vertical	40
Tabla 11. Parámetros del Rudder	43
Tabla 12. Coeficiente de lift requerido vs radio de avance	46
Tabla 13. Aerodinámica del rotor	46
Tabla 14. Velocidades del rotor para ángulo de pitch $4^\circ$ ( $\theta = 4$ )	47
Tabla 15. Determinación del Drag del rotor	50
Tabla 16. Medidas de la cabina	53
Tabla 17. Medidas de la silla	55
Tabla 18. Parámetros de la cabina	61
Tabla 19. Coeficientes de la cabina	61
Tabla 20. Coeficientes de la cabina	61

Tabla 21. Parámetros de Coeficientes de Cabina	65
Tabla 22. Parámetros del Perfil del Empenaje	69
Tabla 23. Parámetros de coeficientes del estabilizador Horizontal	72
Tabla 24. Coeficiente de drag del estabilizador horizontal	77
Tabla 25. Coeficiente de drag del estabilizador vertical	78
Tabla 26. Coeficiente de drag total	78
Tabla 27. Velocidad de avance y retroceso a lo largo de la pala	80
Tabla 28. Distribución de la velocidad del rotor principal	84
Tabla 29. Disposición de la sustentación a lo largo de la pala del rotor	85
Tabla 30. Numero de Reynolds para las diferentes velocidades de vuelo	92
Tabla 31. Coeficientes de sustentación y resistencia del perfil NACA 8H12	94
Tabla 32. Propiedades de materiales compuestos para las palas del rotor	100
Tabla 33. Ángulos de flameo a diferentes velocidades de vuelo	100
Tabla 34. Fuerzas Centrifugas a Diferentes Velocidades	103
Tabla 35. Dimensiones	107
Tabla 36. Pesos	108
Tabla 37. Consumo de combustible	108
Tabla 38. Características del motor	108
Tabla 39. Conversiones de Velocidad para Diagrama V-n	124
Tabla 40. Relación de Pesos y Distancias	128
Tabla 41. Relación de los pesos y distancias	130
Tabla 42. Potencias Requeridas	132
Tabla 43. Potencias Disponibles	134

Tabla 44. Ratas de Ascenso	136
Tabla 45. Principales derivadas de estabilidad	150
Tabla 46. Carga en el tren de nariz	157
Tabla 47.Carga en el tren principal	158
Tabla 48. Relación entre Carga y Peso	158
Tabla 49.Dimensiones de las ruedas	159
Tabal 50.Dimensión tipo de rueda	160
Tabal 51.Dimensión tipo de rueda Goodyear	160
Tabla 52. Deflexión Shock Absorber Tren Principal	168
Tabal 53. Eficiencia de los shock absorber	169
Tabla 54. Deflexión del tren de nariz	170
Tabla 55. Propiedades mecánicas del Aluminio 6061-T6	200
Tabla 56. Propiedades mecánicas del Acero AISI 4130	200
Tabla 57. Propiedades mecánicas Aluminio 7075-7651	200
Tabla 58. Materiales	201
Tabla 59. Costos de la Aeronave	202
Tabla 60. Costo personal	203
Tabla 61. Costo empresa	204

## LISTA DE FIGURAS

	pág.
Figura 1. Primeros autogiros	1
Figura 2. Dirección Del flujo en las palas	6
Figura 3. Motor Rotax 582	7
Figura 4. Curva de potencia del motor rotax 582.	8
Figura 5. Curva de combustible del motor rotax 582.	9
Figura 6. Comparación entre Dirección de Vuelo del Autogiro y el Helicóptero	10
Figura 7. Fuerzas creadas por la presión dinámica del aire sobre el perfil de las palas	11
Figura 8. Primero autogiros	17
Figura 9. Primeros accidentes de autogiros	17
Figura 10. Autogiros actuales	18
Figura 11. Cabina del diseño	27
Figura 12. Rotor del diseño	28
Figura 13. Ubicación del motor	28
Figura 14. Empenaje del diseño	29
Figura 15. Tren de aterrizaje del diseño	30
Figura 16. Figura de las palas de diseño	33
Figura 17. Perfil de la pala NACA 8H12	34
Figura 18. Distancias para Diseño de Empenaje	38
Figura 19. Estabilizador vertical del diseño	41
Figura 20. Estabilizador vertical del diseño	42

Figura 21. Estabilizador horizontal	42
Figura 22. Estabilizador horizontal	43
Figura 23. Drag lift ratio NACA 8h12	44
Figura 24. Polarización drag lift-ratio NACA 8h12	45
Figura 25. Vista lateral de La cabina	52
Figura 26. Vista de frente de La cabina	53
Figura 27. Silla	54
Figura 28. Vista de frente de La silla	54
Figura 29. Vista lateral de La silla	55
Figura 30. Puerta	56
Figura 31. Número de Reynolds	58
Figura 32. Área mojada de La cabina	59
Figura 33. Área de La cabina	60
Figura 34. Relación de longitud y diámetro de la estructura	63
Figura 35. Número de Mach	63
Figura 36. Área de La cabina	65
Figura 37. Configuración del tren	66
Figura 38. Fuerza aplicable del Tren	67
Figura 39. Resistencia del tren de nariz	68
Figura 40. Espesor del perfil NACA 0009	71
Figura 41. Área mojada de la cabina	71
Figura 42. Angulo de flechamiento del borde de ataque Vs el ángulo de Flechamiento en la mitad de la cuerda	74
Figura 43. Zona de flujo reverso en la pala en retroceso	79

Figura 44. Distribución de la velocidad del rotor principal	81
Figura 45. Diagrama de zonas de las palas	87
Figura 46. Secciones de aceleración y desaceleración en una pala en auto-rotación	87
Figura 47. Comportamiento de las fuerzas y los ángulos	88
Figura 48. Diagrama auto-rotacional	90
Figura 49. Gráfica para perfil NACA 8H12	93
Figura 50. Fuerzas que producen flapeo	98
Figura 51. Sujeción especial de las palas del rotor	102
Figura 52. Vista frontal del motor	106
Figura 53. Vista lateral del motor	107
Figura 54. Sistema de refrigeración	109
Figura 55. Silla tanque	110
Figura 56. Bomba de combustible	111
Figura 57. Filtro de combustible	112
Figura 58. Manguera de combustible	112
Figura 59. Sistema eléctrico	114
Figura 60. Batería	115
Figura 61. Gráfica de performance	115
Figura 62. Gráfica de torque	116
Figura 63. Gráfica de consumo de combustible	116
Figura 64. Hélice del motor	117
Figura 65. Eficiencia de la hélice	120
Figura 66. Diagrama V-n	122

Figura 67. Distancias de los centros de gravedad de los componentes	129
Figura 68. Distancias de los centros de gravedad de los componentes	130
Figura 69. Distancia de despegue	138
Figura 70. Momento de Pitch en función del ángulo de ataque	142
Figura 71. Empuje del rotor, cuando este está por delante del CG	144
Figura 72. Empuje del rotor, cuando este está por detrás del CG	145
Figura 73. Autogiro de perfil bajo	147
Figura 74. Autogiro de perfil alto	148
Figura 75. Ventajas y desventajas del tren de aterrizaje	152
Figura 76. Presión de las ruedas para los diferentes tipos de superficies	153
Figura 77. Configuración del tren de aterrizaje tipo triciclo	154
Figura 78. Tren de aterrizaje del diseño	154
Figura 79. Criterio lateral tipo triciclo	155
Figura 80. Autogiro	155
Figura 81. Configuración del tren de aterrizaje	156
Figura 82. Cargas en el Tren De Aterrizaje	157
Figura 83. Rueda tipo III	161
Figura 84. Tolerancia Ruedas	162
Figura 85. Movimiento resortes	164
Figura 86. Carga Vs Deflexión	165
Figura 87. Carga Dinámicas Y Cargas Estáticas	166
Figura 88 Interface rueda del tren de nariz	167
Figura 89. Frenos de disco	171

Figura 90. Sistema del rotor	173
Figura 91. Sistema pre-rotador	174
Figura 92. Sistema control del rotor	176
Figura 93. Stick del sistema control del rotor	177
Figura 94. Barras de accionamiento del sistema control del rotor	177
Figura 95. Tenedores del sistema control del rotor	178
Figura 96. Movimiento en la dirección longitudinal	178
Figura 97. Fuerzas generadas en la dirección longitudinal	180
Figura 98. Fuerzas generadas en la dirección transversal	180
Figura 99. Fuerzas generadas por movimiento en la dirección transversal	183
Figura 100. Sistema de Control del Rudder	187
Figura 101. Pedales del Sistema de Control del Rudder	187
Figura 102. Movimiento en la dirección lateral	188
Figura 103. Fuerzas Generadas en la dirección lateral	189
Figura 104. El Panel de instrumentos	192
Figura 105. Altímetro	192
Figura 106. Indicador de velocidad	193
Figura 107. VSI	194
Figura 108. Tacómetro del rotor	194
Figura 109. Tacómetro	195
Figura 110. EGT	196
Figura 111. Horometro	196
Figura 112. Brújula	197



## LISTA DE GRÁFICAS

	pág.
Grafica 1. Coeficientes de sustentación a diferentes velocidades	36
Grafica 2. RPM contra velocidad	48
Grafica 3. Velocidad contra drag del rotor	51
Grafica 4. Disposición de la fuerza de sustentación a lo largo de la pala	85
Grafica 5. Diagrama de auto-rotación	96
Grafica 6. Ángulos de flapeo a diferentes velocidades de vuelo	101
Grafica 7. Fuerza centrífuga a diferentes velocidades de vuelo	103
Gráfica 8. Diagrama de V-n	125
Gráfica 9. Potencias Requerida	133
Gráfica 10. Potencias Disponibles	135
Gráfica 11. Ratas de Ascenso	137

## LISTA DE ANEXOS

	Pág.
Anexo A. Línea base de autogiros	211
Anexo B. Curvas para el perfil NACA 0009	213
Anexo C. Curvas para el perfil NACA 8H12	213

## LISTA DE SIMBOLOGIA.

$W_{TO}$	peso total del autogiro
$W_e$	peso vacio del autogiro
$W_{oe}$	peso vacio de operación del autogiro
$L$	lift
$Cl$	coeficiente de lift
$V_{cr}$	velocidad de crucero del autogiro
$CD$	carga discal del disco rotor
$S_r$	área del rotor
$D_r$	diámetro del rotor
$R_r$	radio del rotor
$C$	cuerda de las palas del rotor
$\sigma$	radio de solides de las palas del rotor
$N_B$	numero de palas del rotor
$\rho$	densidad del aire
$M$	fuerza de momento
$C_m$	coeficiente de momento
$L_{vt}$ o $L_{ht}$	longitud de ubicación de los estabilizadores
$C_{vt}$ o $C_{ht}$	coeficientes de volumen de los estabilizadores
$A_{vt}$ o $A_{ht}$	relación de aspecto de los estabilizadores
$b_{vt}$ o $b_{ht}$	envergadura de los estabilizadores
$\Omega$	Velocidad rotacional
$D$	drag

$C_d$	coeficiente de drag
$\mu$	Viscosidad dinámica
$L_f$	largo de fuselaje
$RN$	número de Reynolds
$S_{fus}$	área del fuselaje
$CD_{gear}$	Coeficiente de drag del tren
$S_{gear}$	área del tren de aterrizaje
$e$	coeficiente de oswald
$\phi$	ángulo inducido
$\alpha$	ángulo de ataque
$\Theta$	ángulo de cabeceo
$\beta$	ángulo de flapeo
$F$	fuerza
$F_c$	fuerza centrífuga del rotor
$\eta$	eficiencia de la hélice
$T$	empuje del motor
$P$	potencia del motor
$g$	fuerza de gravedad

## GLOSARIO

**ÁREA MOJADA:** área de una superficie que se encuentra en contacto con el flujo de aire, la cual produce la resistencia de dicho elemento con respecto a la fricción con este medio.

**AUTOGIRO:** máquina más pesada que el aire que produce la sustentación por medio de un sistema de ala rotatoria, conformado por un rotor y palas de sección aerodinámica.

**AUTOR-ROTACIÓN:** es un fenómeno que ocurre cuando el viento relativo mueve las palas del rotor, generando con esto sustentación aerodinámica.

**CABEZA DE ROTOR:** conjunto de piezas, que une el mástil con las palas, y permite la libre rotación y la pre-rotación en el conjunto rotor

**CARGA ALAR:** se llama carga alar a la relación existente entre el peso total de una aeronave y el área de sus alas.

**CARGA DISCAL:** en caso de sistemas de ala rotatoria, la carga discal es la relación existente entre el peso total de la aeronave y el área circular producida por las palas en rotación.

**CARGA PAGA: O CARGA ÚTIL:** es la máxima carga que puede transportar un vehículo. No se incluye el peso del vehículo (peso al vacío). Esta carga es la que componen: Pasajeros, equipajes, pilotos, combustible y lubricantes.

**CENTRO AERODINÁMICO:** es el punto donde el coeficiente de momento tiene un valor constante para cualquier ángulo de ataque. En este punto la sustentación, el arrastre y el momento son constantes.

**CENTRO DE PRESIÓN:** es el punto donde la resultante de las fuerzas sobre el perfil elimina al momento actuante en este punto

**CONEO:** es el ángulo que forman las palas del rotor, cuando la sustentación las obliga a doblarse hacia arriba formando u cono.

**CUERDA:** es la línea que en un perfil aerodinámico va desde el borde de ataque al borde de salida, con equidistancia hasta el intradós y el extradós.

**DISCO:** es el área formada por el barrido de las palas del rotor.

**DISIMETRÍA EN LA SUSTENTACIÓN:** es un fenómeno producido en sistemas de ala rotatoria, donde hay una pala que avanza y otra que retrocede, teniendo mayor

velocidad la que se encuentra avanzando, por lo que la sustentación que produce es también mayor.

**EMPUJE:** es la fuerza producida por la hélice del rotor en sentido axial, y que debe vencer la resistencia aerodinámica.

**EMPUJE DISPONIBLE:** es el empuje proporcionado por la hélice y depende de la eficiencia de esta y la potencia del motor

**EMPUJE REQUERIDO:** es la fuerza necesaria para vencer el Drag de la aeronave a diferentes velocidades, es decir el mínimo que debe producir la hélice para asegurar el vuelo.

**EXCURSION DIAGRAM:** se define como el diagrama que limita la posición del centro de gravedad con diferentes configuraciones, con respecto a la distancia de la cuerda y el peso de operación.

**FLAPEO:** es un movimiento de carácter cíclico hacia arriba y hacia abajo, que realizan las palas del rotor de un autogiro debido a cambios en la velocidad del aire. Este movimiento es permitido en los autogiros por medio del uso de bisagras.

**GROUND EFFECT:** es un aumento benéfico de la sustentación que ocurre cerca del suelo y que se produce cuando la distancia entre el suelo y el rotor equivale al radio del rotor. Bajo este efecto se requiere menor potencia del motor debido a un empuje que rebota desde el terreno al rotor

**GROUND VORTEX:** es el torbellino que se forma en el borde del rotor cuando el autogiro vuela a velocidades bajas cerca del suelo.

**HÉLICE:** la hélice es un dispositivo formado por un conjunto de elementos denominados palas, los cuales están montados de forma concéntrica alrededor de un eje, girando alrededor de éste en un mismo plano. En un sistema de propulsión se encargan de crear el empuje para generar el movimiento del vehículo.

**HORSEPOWER LOADING:** es la relación entre peso de la aeronave y los caballos de potencia que tiene el motor de la aeronave.

**LEADING EDGE:** es el borde de ataque de todo componente aerodinámico, en donde el aire que pasa a través de él es guiado hacia el resto de la superficie.

**LÍNEA BASE:** es la superficie superior del flotador que va en línea recta y paralela al eje de la aeronave.

**LOAD FACTOR:** la relación entre el empuje y el peso de la aeronave.

**MÁSTIL:** es La principal estructura del autogiro, ya que ensambla las palas del rotor al resto de la aeronave.

**NACA:** sigla del: National Advisory Comité for Aeronautics (EEUU), encargado de la investigación aeronáutica del gobierno de Estados Unidos. Desarrollaron un sistema para describir perfiles aerodinámicos matemáticamente, los perfiles así descritos se denominan perfiles NACA.

**PATTERN:** es la alineación de todos las palas del rotor para que queden perfectamente balanceados.

**PERFIL AERODINÁMICO:** se denomina perfil aerodinámico a la sección del cuerpo hecha por un corte paralelo al flujo del aire sobre el cuerpo. La forma del perfil determina las características aerodinámicas del cuerpo.

**PESO TOTAL:** es el peso máximo que puede levantar la aeronave, depende del diseño de la misma. En este peso se incluye el peso de la aeronave ("Peso vacío") y la máxima capacidad de carga ("Carga paga").

**PESO VACIO:** es el peso de la aeronave sin carga, sin pasajeros, sin pilotos, sin lubricantes y sin combustible. En otras palabras el peso de la aeronave al terminar su fabricación.

**POTENCIA ESPECÍFICA:** es la relación entre la potencia y la masa, en este trabajo se utiliza la cantidad potencia sobre peso con este nombre, la cual es proporcional a la potencia específica como tal. Adicionalmente el inverso de esta cantidad es frecuentemente utilizado en el análisis y diseño de aeronaves, y aparece en la literatura en inglés como "power loading

**POTENCIA INDUCIDA:** es la potencia asociada con el empuje del rotor al pasar el aire a través de los blades del rotor.

**PITCH:** es el ángulo entre la cuerda de la pala y un plano perpendicular a los rodamientos del rotor.

**PRE-ROTACIÓN:** se denomina así a la acción de hacer girar el rotor de un autogiro antes de su despegue, con el fin de acortar su carrera de despegue o realizar un despegue vertical. Se puede realizar con el pre-rotador o manualmente.

**ROLL:** inclinación del autogiro sobre su eje longitudinal.

**ROTOR:** en este trabajo, se denomina así a "la hélice" superior de un helicóptero o un autogiro. Se encarga de producir la fuerza necesaria para permitir el vuelo. (Véase la definición de hélice arriba).

**SOLIDEZ:** es la porción del disco del rotor la cual es llenada por las palas y es determinada por la relación entre el área total de la pala y el área discal.

**STICK DE CONTROL:** palanca ubicada en la cabina del piloto con la cual puede realizar maniobras de cabeceo y alabeo, inclinando el rotor principal.

**SUSTENTACIÓN:** es la fuerza aerodinámica, que permite el vuelo de una aeronave, se produce por diferencias en las distribuciones de presión en las caras superior e inferior de un "perfil aerodinámico", esta fuerza se dirige en la dirección perpendicular a la velocidad incidente sobre el cuerpo.

**TRIM:** ángulo entre la línea base del flotador y la horizontal. Se define también como la condición en vuelo de una aeronave, de retornar a su posición de estado estable después de una perturbación, por si simple configuración.

**VELOCIDAD DE CRUCERO:** es la velocidad a la que la aeronave debe vencer una menor magnitud de resistencia aerodinámica y por lo tanto es más eficiente.

**VELOCIDAD INDUCIDA:** es la velocidad que va en dirección hacia abajo generada por el empuje del rotor.

**YAW:** variación de la inclinación del autogiro sobre su eje vertical.

## INTRODUCCIÓN

El autogiro es una aeronave pequeña con capacidad para una persona, e implementación para una carga de 250 lb.

Es una aeronave pequeña con una estructura construida principalmente por un tubo rectangular de aleación de aluminio, con su tren de aterrizaje de tipo triciclo.

El autogiro debe tener unas palas en la parte superior y en la parte de atrás, estas pueden ser metálicas, el motor que impulsa las palas debe estar ubicado en la parte trasera del autogiro el motor más utilizado es de cuatro cilindros, dos tiempos. Lo que se busca con un motor de estos es que sea muy liviano para así disminuirle en gran cantidad de peso para la etapa de despegue.

Este llevará una palanca que va hacer el encargado de darle la dirección, y un acelerador de pedal ubicado en la parte izquierda del piloto. Lo que buscamos con estas especificaciones es que este autogiro pueda despegar y aterrizar de manera vertical fácilmente. En la carrera de despegue el rotor acelera su giro debido al aire que lo atraviesa, alcanzando unas 350 RPM Y generando una sustentación útil que hace elevar el aparato.

Lo que se busca con este proyecto es realizar los cálculos para un diseño preliminar de un autogiro, que sea de fácil manejo para las personas que no sean expertas en volar una aeronave, para así llegar a implementar un centro de atracción turística que le llame la atención a todos los fanáticos de la aviación que por diversos motivos no han podido cumplir su sueño de volar. Este autogiro será económico para que todas las personas sin importar edad ni estrato puedan tener alcance a este sin ningún inconveniente.

# 1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.

## 1.1 ANTECEDENTES

En Colombia uno de los antecedentes que hay en autogiros a nivel empresarial es el proyecto hecho por MÁXIMO TEDESCO que en 1971 fundó una empresa llamada LA CIA. AGROCOPTEROS LTDA, donde empieza a diseñar y producir autogiros para fumigación aérea.

Figura 1. Primeros Autogiros



Fuente. Agrocopteros Ltda.

El primer autogiro “girocoptero” desarrollado por esta empresa fue un autogiro monoplaza para fumigación, fue el primer diseño que se vio en Colombia, lo que dio origen a fumigación de ultra bajo volumen, lo cual redujo en un 60% los costos para el sector agrícola para el agro-colombiano.

A nivel mundial el autogiro es una aeronave deportiva más usada en Estados Unidos, y gran parte de Europa, donde se ve que hay un gran interés por este tipo de aeronaves en competencia ya que está catalogado como una aeronave de categoría ultraliviano, exploración de terrenos entre otras muchas utilizaciones donde actualmente las empresas se interesan más por el tipo deportivo monoplaza y es en el mercado esta configuración la mas apetecida.

## 1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA.

Para la realización de diseños de autogiros es complicado conseguir información ya que este tipo de ultraliviano no es muy llevado a cabo y por lo tanto no son conocidos patrones de factibilidad para la realización de cálculos de diseño que cumplan con el fin y los objetivos planteados. En cuestiones de norma pasa lo mismo ya que no hay unos parámetros los cuales nos indiquen bajo qué medidas y especificaciones puede llegar a diseñarse un autogiro, bajo una categoría establecida y para una función determinada.

En otros casos de diseños de aeronaves se ve una implementación de software que son de gran ayuda para la implementación de las diferentes etapas de diseños, cosa que en autogiros es otra dificultad ya que para diseños de este tipo de aeronaves no hay implementación ni de tipo tecnológico y tampoco de tipo físico.

¿Cuáles y cómo deben ser los parámetros básicos y el proceso metodológico de un diseño preliminar para un Autogiro?

### 1.3 JUSTIFICACIÓN.

En Colombia este tipo de aeronaves no es muy utilizada ni muy común, debido a que hay pocas personas que tienen conocimiento sobre este tema. Lo que se pretende con este proyecto es diseñar un autogiro que tenga un costo de infraestructura y mantenimiento menor en comparación con los demás países de fabricación y que este sea verdaderamente llamativo para la industria colombiana para que el proyecto sea comercializado en los diferentes sectores sociales e industriales.

Con este proyecto se puede crear un mercado aeronáutico, netamente colombiano para así darle un mejor desarrollo al país en el medio industrial y sobre todo en la industria de la aviación ya que no hay mucho desarrollo de aviación deportiva y por este motivo esta parte no es de gran motivación a la gente, aunque hay muchas persona que tiene gran motivación de aviación deportiva para desarrollarla en sus tiempos libres lo que se pretende es llegar a que este número de personas incrementen dándoles una motivación y facilidad en el manejo de este tipo de aeronaves.

La industria aeronáutica tendrá una buena acogida de este proyecto sobre diseño, debido a la facilidad de despegue y aterrizaje que va a tener el autogiro, esto será una gran ventaja ya que estará al alcance de todos sin que se tenga una experiencia en aeronaves deportivas, por otro lado va a tener un tamaño apropiado para darle una gran facilidad al comprador de poderlo guardar en cualquier lugar asequible para él, sin tener que alquilar una bodega o un hangar.

Otra motivación para el desarrollo de este proyecto, es el de poder implementar una fuente de información la cual ayude en un futuro no sólo a la universidad si no también a la industria al desarrollo de nuevos diseños en este tipo de aeronaves, ya que a nivel de diseño de autogiros no se cuenta con información muy completa para este tipo de aeronaves, además de ser un diseño preliminar es un proyecto de gran utilidad para el desarrollo de nuevas generaciones de Ingenieros Aeronáuticos, ya que este queda abierto para que se tenga disponible, para poder hacerse una optimización del diseño y también puede llevarse a cabo su construcción.

## **1.4 OBJETIVO DE LA INVESTIGACIÓN.**

### **1.4.1 Objetivo general**

- Hacer un diseño preliminar de un Autogiro deportivo, con sus respectivos planos.

### **1.4.2 Objetivos específicos.**

- Diseñar un Autogiro con un rendimiento aerodinámico similar o superior a otros autogiros existentes en el mercado.
- Diseñar un Autogiro con parámetros de materiales y con costos similares o por debajo de otros autogiros.
- Diseñar un Autogiro donde su ensamble y desensamble sea fácil y seguro.
- Diseñar un Autogiro capaz de aterrizar y despejar en pistas destapadas o sobre el césped.

## **1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO.**

### **1.5.1 Alcances.**

Realizar todo el estudio teórico con los diferentes cálculos de las dimensiones, y llegar a desarrollar los planos dimensionales del autogiro. Se llegaran a realizar cálculos aerodinámicos de rendimiento entre otros, con el fin de llegar a encontrar las dimensiones adecuadas para un autogiro.

### **1.5.2 Limitaciones.**

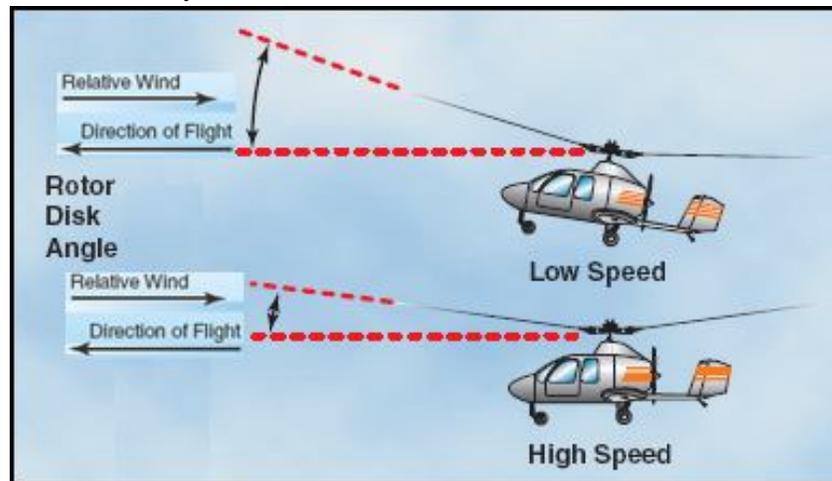
- No se llevará a cabo el cálculo estructural del autogiro.
- Se realizará una maqueta más no se llevará a cabo la construcción de autogiro en tamaño real.
- No se hará un diseño detallado ni unos planos detallados, sólo diseño general.

## 2. MARCO DE REFERENCIA.

### 2.1 MARCO TEORICO-CONCEPTUAL.

En este proyecto se verá con una gran frecuencia lo que es la autorotación ya que es por el cual un autogiro funciona. En la autorotación se muestra como se escoge un tipo de palas que son rotatorias pero debido a su perfil estas se comportan de una forma similar que un ala fija de un avión.

Figura 2. Dirección del Flujo en las Palas



Fuente. Norma Estándar de Rotorcraft Flying Handbook (FAA), 2001.

Con esta figura se ve el funcionamiento de la autorotación, este principio funciona con un aumento de velocidad del aire sobre la parte superior del perfil de la pala, lo que reduce la presión del aire en esta zona (extradós), mientras que el aire que incide sobre la superficie de la pala (intradós) aumenta la presión en este punto. La diferencia de presión existente en estos dos puntos es lo que crea la fuerza ascendente y la sustentación. Donde se muestra que las palas están girando sobre un eje, donde debido al giro sobre este eje se tiene una velocidad relativa de la pala con respecto al aire, y como el perfil de la pala se comporta como el ala de un avión, se crean la fuerza de sustentación, que unido con el flujo que penetra por debajo del disco formado por la rotación de las palas es lo que nos hace producir la auto-rotación.

**2.1.1 Misión.** La misión de este proyecto es diseñar un autogiro para la aviación deportiva en Colombia, con el fin de establecer aeronaves económicas con diseños bien específicos.

- Categoría: FAR 23; con un factor de carga de 3,8 (valor norma para ultralivianos)
- WTO: 550 lbs.
- $W_{\text{tripulación}}$ : 170 lbs; un tripulante
- Vcr: 65 mph
- Rango: 100mn
- Techo de servicio: 12500 ft
- Peso de carga útil: 250 lbs
- Planta motriz
- Caballos de fuerza: 30-60
- Hélice: paso de variable, 3 palas, aluminio
- Diámetro del rotor: 20 ft

**2.1.2 Selección del motor.** Para empezar el desarrollo ingenieril de este autogiro, se necesitara conocer las características físicas y de funcionamiento del motor que va a usar esta aeronave.

- Tipo de motor: rotax 582.

Figura 3. Motor rotax 582



Fuente. <http://www.rotax-aircraft-engines.com/pdf/dokus/d00286.pdf>

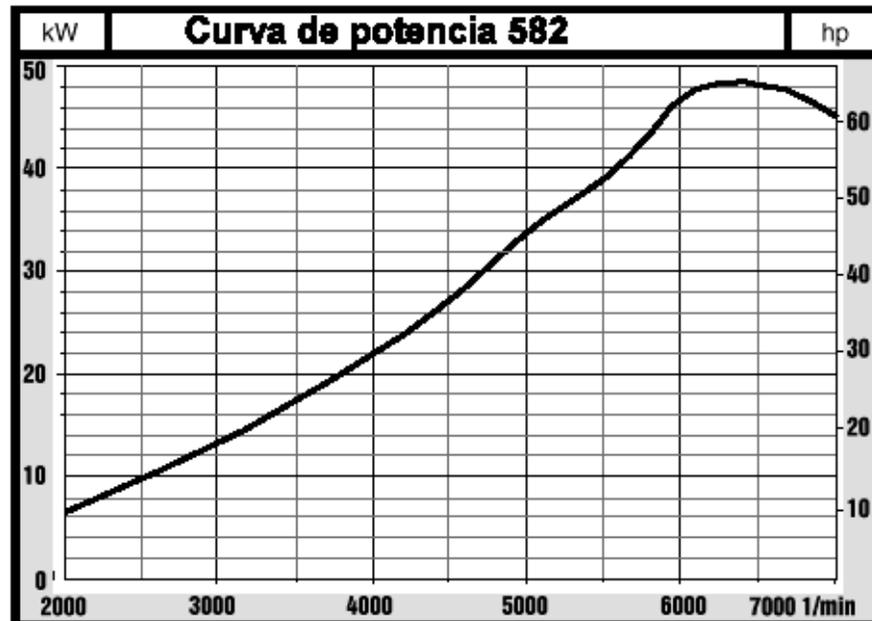
- Características principales.

Tabla 1. Parámetros del motor

Potencia	65 Cv a 6500 rpm 64HP
Par motor	75 Nm a 6000 rpm
Revoluciones máximas	6.800 rpm
Diámetro	76 mm
Carrera	64 mm
Cilindrada	580 cm <sup>3</sup>
Combustible	Gasolina con o sin plomo.
Aceite dos tiempos	API-TC
Ratio de mezcla	1 : 50 (2%)

- Curvas de potencia.

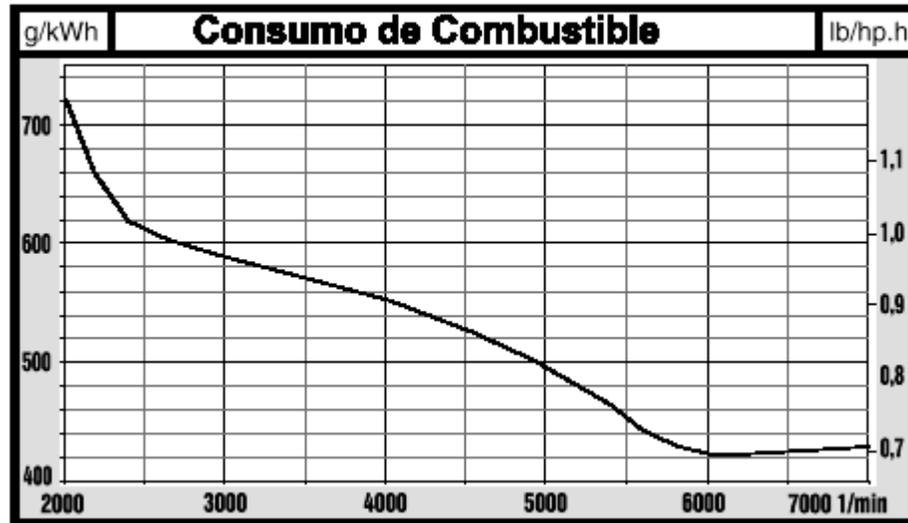
Figura 4. Curva de Potencia del motor rotax 582.



Fuente. <http://www.rotax-aircraft-engines.com/pdf/dokus/d00286.pdf>

- Curva de consumo de combustible.

Figura 5. Curva de Combustible del motor rotax 582.



Fuente. <http://www.rotax-aircraft-engines.com/pdf/dokus/d00286.pdf>

**2.1.3 Autorotación.** El fenómeno de la auto-rotación es en el que se basó Juan de la Cierva (Creador de los primeros autogiros en el mundo) para sus estudios y así crear lo que hoy conocemos como autogiro.

Si pensamos en el rotor del autogiro cuando comienza a ponerse en movimiento comprenderemos como funciona este fenómeno.

Olvidándonos de la pre-rotación, que se consigue gracias a un elemento añadido al rotor; el bendix y la transmisión, veremos que las palas se mueven lentamente, aún caídas por su peso e irán cobrando fuerza y rigidez a medida que aumenta la velocidad de translación pasando mayor flujo de aire a través del disco rotor y pronto alcanzando la velocidad adecuada. Es necesario para comenzar el proceso dar movimiento al rotor empujando las palas con la mano.

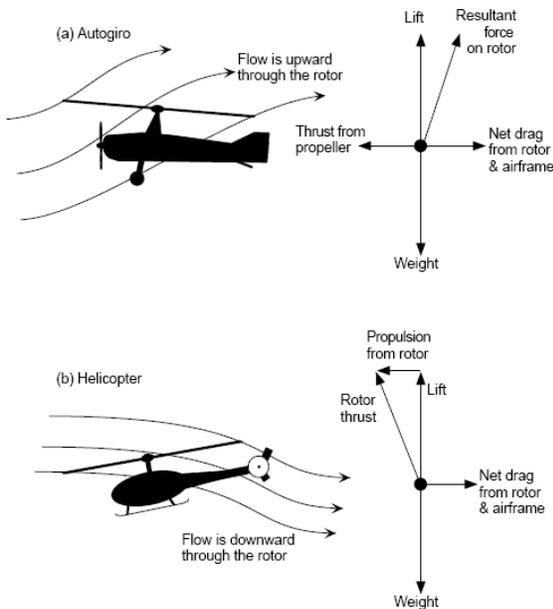
Las palas del rotor son en realidad perfiles alares y por ello aportan sustentación cuando tienen movimiento, es decir, el disco rotor es esencialmente un ala.

La sustentación del perfil alar (disco rotor) es perpendicular a la cuerda del perfil y la resistencia tiene la misma dirección y sentido que el viento relativo siendo de pequeña magnitud, para el ángulo de ataque del perfil ( $0^\circ - 2^\circ$  medidos desde la base) a velocidad de crucero. El viento relativo de avance viene desde abajo, porque el disco rotor gira sobre el aire con un ángulo de ataque de unos  $10^\circ$  y está avanzando muy rápido (sobre todo en las puntas de pala).

Estudiando el diagrama, podemos notar que la resultante de fuerzas termina en un punto por delante del eje de rotación del perfil y por tanto tirando de él y aportando el giro del mismo.

En la práctica, las partes externas del disco rotor no intervienen en la auto-rotación; porque el arrastre por efecto de la elevada velocidad, se vuelve superior a la fuerza auto-rotante, pero sí contribuyen en una gran medida a la sustentación. La auto-rotación propiamente dicha se da por tanto en la parte central del rotor ya que tiene poca velocidad.

Figura 6. Comparación entre Dirección de Vuelo del Autogiro y el Helicóptero



Fuente. Development of the Autogiro. Leishman

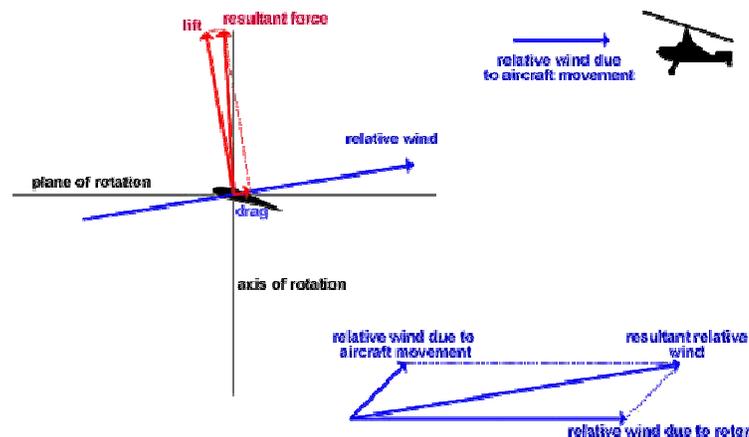
Según la figura 6, el rotor de un helicóptero trabaja de forma diferente al de un autogiro, aerodinámicamente hablando, en el helicóptero el ángulo de incidencia es negativo, empujando el aire hacia atrás y sustentando empujando el aire hacia

abajo, teniendo potencia aplicada al rotor, dando un vector que tira hacia atrás del perfil. Es por ello que el piloto de helicóptero, para lograr la auto-rotación debe actuar rápido para que el rotor no se pare y mantenga la velocidad por inercia que le aportará la sustentación necesaria para llegar al suelo. Observemos entonces que las fuerzas que por un lado hacen girar al rotor de un autogiro, sin embargo frenan en segundos en el aire al rotor de un helicóptero. En el gráfico se pueden observar las diferencias sustanciales entre el rotor de un helicóptero y el de un autogiro.

En el autogiro se dan una serie de hechos y consecuencias:

- El rotor debe trabajar siempre bajo fuerza de gravedad positiva.
- El aire debe entrar siempre por debajo y salir por la parte superior del rotor.
- La velocidad de avance debe estar condicionada a la de rotación de las palas.
- Las entradas de comando del piloto se hacen efectivas con un retardo

Figura 7. Fuerzas creadas por la presión dinámica del aire sobre el perfil de las palas



Fuente: Autogiro Flight Training. Jeff Lewis

La zona autoritativa, se encuentra normalmente entre el 25 al 70 % del radio del rotor. La Fuerza Aerodinámica en esta región se ubica ligeramente hacia adelante del eje de rotación, resultando con esto en un "empuje" que tiende a acelerar la rotación de las palas. La tercera región, representada en color rojo, es la Región de Pérdida, normalmente ubicada desde el centro del rotor hasta un 25 % del mismo. Esta zona opera sobre el ángulo de ataque de la pérdida de sustentación, causando resistencia que tiende a "frenar" la pala.

**2.1.4 Pesos.** Para determinar los pesos del autogiro nos basamos en la formula de Roskam Parte 1 Capitulo 2 Numeral 2.1

$$W_{to} = W_f + W_{oe} + W_{pl}$$

Donde:

$W_f$  : Peso del combustible.

$W_{oe}$  : Peso operacional de la aeronave al vacío.

$$W_{oe} = W_e + W_{fc} + W_{crew}$$

Donde:

$W_e$  : Peso vacío de la aeronave.

$W_{fc}$  : Peso de combustible y aceite que están en las líneas.

$W_{crew}$  : Peso de la tripulación.

**2.1.5 Coeficientes.** Coeficiente de lift del perfil ( $Cl_{max}$ )

$$Cl_{max} = \frac{CL_{maxclean}}{0.9}$$

Coeficiente de lift de diseño ( $Cl_{des}$ )

$$Cl_{des} = \left( \frac{1}{((0.9)(1/2)(\rho @ h_{cruise})(V_{lcr}^2))} \right) ((W/S)_{to})$$

Coeficientes de fuerzas

Coeficiente de sustentación  $C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$

Coeficiente de resistencia  $C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$

**2.1.6 Diámetro del rotor.** Se debe conocer la carga discal que se identifica con la siguiente formula.

$$CD = \frac{W}{S}$$

Donde:

W: Peso máximo de despegue.

S: Área del disco.

Donde:

$$S = \Pi R^2$$

**2.1.7 Cuerda de las palas.** Se debe determinar para comenzar el radio de solidez.

$$\theta = \frac{NB * C}{\pi * Rr}$$

Donde:

NB: numero de palas del rotor.

C: Cuerda de las Palas (individual)

Rr: radio del rotor.

### 2.1.8 Sustentación.

$$L = \frac{1}{2} * C_L * \rho * S_r * V^2 \quad \text{Donde } L = W_{TO}$$

$$D = \frac{1}{2} * C_D * \rho * S_r * V^2$$

### 2.1.9 Hélice. Tiene las siguientes características:

- Angulo de hoja: 20°
- Material: hecho de aluminio aleación 2025 T6
- Hélice de dos palas
- Perfil: NACA 8H12

Tabla 2. Parámetros del Perfil del Rotor

Airfoil Data for NACA 8H12		
$\alpha_0$	0	deg
$C_{m0}$	0.992	
$C_{lmax}$	0.997	
$a_0$	1.015	
A	2	deg.

- Angulo de incidencia: 2°
- Radio de solides

$$\Re = \frac{N_B * C}{\pi * R_r}$$

**2.1.10 Estabilizadores.** Para el diseño de los estabilizadores se utiliza el mismo procedimiento que para una aeronave de regulación FAR23, donde se adaptan las formulas al rotor de sustentación de un autogiro. Mostradas a continuación:

$$S_{vt} = \frac{C_{vt} * br * Sr}{L_{vt}}$$

$$S_{ht} = \frac{C_{ht} * Cr * Sr}{L_{ht}}$$

Se ha determinado por experimentación, que el volumen del empenaje de cola debe ser del orden del 12 al 15 % del volumen del rotor.

Para los estabilizadores el perfil más utilizado en aeronaves es el NACA 0009, donde a continuación se ven sus propiedades.

Tabla 3. Parámetros del Perfil de los Estabilizadores

<b>Airfoil Data for NACA 0009</b>		
$\alpha_0$	0	deg
$C_{m0}$	0	-
$C_{l\alpha}$	0,109	deg <sup>-1</sup>
a.c.	25	%c
$ACl_{max}$	13,4	Deg
$C_{lmax}$	1,32	-
$A^*$	11,4	Deg
$C_{l_{desh}}$	0,2	-
A	2	Deg.

**2.1.11 Generalidades.** La idea de volar con alas giratorias es muy antigua. De hecho, eran la gran esperanza hasta que aparecieron las alas fijadas como las de los aviones que conocemos hoy. A principios de siglo XX, muchos aparatos de alas giratorias lograron de un modo u otro despegar del suelo. Pero la posibilidad de un vuelo seguro y controlado parecía remota hasta que el español Juan de la Cierva creó el autogiro. De la Cierva no voló su autogiro hasta 1926, cuando diseñó el primer modelo biplaza.

El autogiro compitió durante casi dos décadas con los mejores aviones, en ciertos servicios muy puntuales, como observación militar y naval, y en el correo estadounidense (Post office), en particular el autogiro Kellet.

Los diseños de Bensen, adolecen de un grave defecto de concepto y diseño, que ha costado la vida a cientos de entusiastas aficionados constructores, la falta de un eficiente estabilizador horizontal de cola, fundamental en un autogiro cuya fuerza de desplazamiento la obtiene por empuje. Más del 95 % de los accidentes fatales en los autogiros deportivos, fueron causados por SOBRE EMPUJE, característico de este diseño. Esto tiene por consecuencia, que la maquina tienda a caer de nariz por el empuje del motor.

Para contrarrestar esta tendencia, la línea de empuje del rotor, se desplaza unos 15 centímetros hacia adelante del CG, en consecuencia, si se produce una brusca disminución en la sustentación del rotor, no podrá contrarrestar el momento de nariz abajo, que le impone el error de diseño, con lo cual se iniciara un tumbo irreversible y auto sostenido, hacia adelante. Cualquier acto, deliberado o accidental que descargue espontáneamente el rotor, conducirá irreversiblemente al SOBRE EMPUJE y a una catástrofe fatal para el piloto.

La NACA investigo el problema y determino que el estabilizador horizontal debería de tener un volumen mínimo del 10% del volumen del rotor.

*Primeros Girocopteros.*

Figura 8. Primero Autogiros



Fuente. <http://www.Autogiros.net>

*Primeros accidentes de los Girocopteros.*

Figura 9. Primeros Accidentes de Autogiros



Fuente. <http://www.Autogiros.net>

## *Girocopteros actuales*

Figura 10. Autogiros Actuales



Fuente. <http://www.Autogiros.net>

En Colombia:

No se han llevado a cabo muchas investigaciones de este tipo, en cuanto a los autogiros en el país, se encuentra muy atrasado debido a las pocas posibilidades con las que cuenta para poder enfocarse en una investigación seria con algunos resultados visibles en cuanto a la construcción. A pesar de todas las limitaciones con las que se cuenta en el medio aeronáutico, no se pudo dejar a un lado los esfuerzos que hacen las universidades para realizar investigaciones con los estudiantes en cuanto a la auto-rotación, y el diseño de las diferentes aeronaves similares a los autogiros.

**2.1.12 Ventajas de un autogiro.** Los autogiros pueden tener dos grandes ventajas sobre las demás aeronaves convencionales que son las siguientes.

El área que necesita para el despegue. Estas aeronaves a comparación de la mayoría de aeronaves que se conocen no necesitan mucho terreno para poder realizar un despegue seguro, en los casos más típicos estas aeronaves solo necesitan un espacio de 20-50 pies de carrera para poder realizar un despegue efectivo y seguro. Al mismo tiempo que no necesitan una pista muy larga para poder aterrizar.

La otra ventaja que tienen sobre las demás aeronaves es la baja velocidad en la que pueden operar sin ningún inconveniente para poder realizar un vuelo placentero pero lo más importante realizar un vuelo seguro sin ningún incidente o accidente.

**2.1.13 Clases o clasificación de los autogiros.** Se pueden clasificar o identificar según las siguientes características.

- Número de rotores. Por lo general la mayoría de los autogiros tiene o se componen de un rotor que es el que le da la mayoría de sustentación a la aeronave. Pero pues también se han dado a conocer autogiros que constan con dos rotores presentando ventajas admirables en cuenta a mayor capacidad de sustentación.
- Número de palas: las configuraciones más comunes de los autogiros es que tengan dos o tres palas. Dependiendo del tamaño y peso que se van a manejar. Ubicación del sistema de propulsión. Como los autogiros no necesitan que se genere mucho empuje para poder entrar en funcionamiento. Lo más típico es que se use un motor de propulsión lo que puede variar es la ubicación. Que puede ser tipo pusher o tipo tractor, lo más convencional es que se use el tipo pusher que es que el motor se encuentre ubicado en la parte posterior de la cabina.

## **2.2 MARCO LEGAL O NORMATIVO.**

El presente trabajo se desarrolla dentro del marco legal definido por la RAC (reglamento aeronáutico colombiano), exactamente por la parte cuarta del CAPITULO XXV AVIACIÓN DEPORTIVA Y RECREATIVA debido que esta es la parte que se refiere a todas las normas de la aviación deportiva.

### **3. METODOLOGÍA.**

#### **3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN.**

El enfoque de este proyecto es empírico analítico, asociado a lo que son los cálculos de diseño y sus criterios, cuyo campo es la transformación de lo mecánico.

#### **3.2 LINEA DE INVESTIGACIÓN DE LA USB/ SUB-LINEA DE FACULTAD/CAMPO TEMATICO DEL PROGRAMA.**

- Línea de investigación de la USB: tecnologías actuales y sociedades.
- Sub.-línea: instrumentación y control de procesos
- Campo temático: diseño y construcción de aeronaves.

#### **3.3 TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN**

La búsqueda de información para la realización de este proyecto está basada en libros de diseños de aeronaves convencionales donde se pretende hacer una adaptación al diseño de autogiros que contienen información sobre auto-rotación, aerodinámica, estructuras, dinámica entre otros parámetros. Se desarrollará una búsqueda de artículos, documentos e investigaciones a nivel global sobre información de autogiros, seguido de información en empresas de fabricación tanto de partes así como de aeronaves de este tipo para poder tener algunos rangos en los parámetros de identificación para el diseño.

Además se tendrá la ayuda de los diferentes recursos humanos que nos puede llegar a brindar la universidad, recursos físicos donde podemos llegar a encontrar laboratorios y documentos que faciliten la información de datos. Además de tener la recolección de datos de medición que se pueden llegar a hacer durante el proceso del diseño.

### **3.4 HIPÓTESIS**

Con el proyecto del autogiro lo que se desea es alcanzar una especificaciones que sean reales y que diseñemos sin ningún inconveniente un autogiro en cuanto a funcionamiento. Las especificaciones máximas que se pretenden alcanzar son las siguientes respectivamente:

- Altura de 5 pies
- Longitud de 7 pies
- Ancho de 4 pies
- Longitud del Rotor de 10 pies
- Peso Vacío de 350 libras
- Peso Bruto de 600 libras
- Peso de Carga útil 250 libras
- Altura Máxima de 10.000 pies
- Rango 100 MN
- Velocidad de Crucero 94 ft/sg
- Carrera de Despegue 105 pies

### **3.5 VARIABLES.**

#### **3.5.1 VARIABLES INDEPENDIENTES.**

- Materiales
- Autonomía
- Altura
- Longitudes
- Velocidades

### **3.5.2 VARIABLES DEPENDIENTES.**

- Peso
- Geometría
- Esfuerzos estructurales
- Rendimiento
- Centro de Gravedad
- Diámetro de la Hélice

## 4. DESARROLLO INGENIERIL

### 4.1 ESTIMACIÓN DE PESOS

Para tener un punto de inicio del proceso del diseño de un autogiro, es necesario plantear una serie de factores (variables dependientes), con los cuales se va a caracterizar el proyecto dentro de ciertos límites. Los cuales fueron propuestos siguiendo la hipótesis explicada a continuación.

Donde para diseños de aeronaves de este tipo se escogen una serie de fracciones de pesos que son las siguientes.

Tabla . Fracciones de combustibles para las diferentes etapas de vuelo.

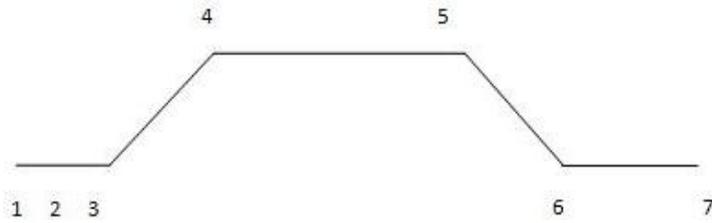
Mission Phase No. (See Fig.2.1)	1	2	3	4	7	8
Airplane Type:	Engine Start, Warm-up	Taxi	Take-off	Climb	Descent	Landing Taxi, Shutdown
1. Homebuilt	0.998	0.998	0.998	0.995	0.995	0.995
2. Single Engine	0.995	0.997	0.998	0.992	0.993	0.993
3. Twin Engine	0.992	0.996	0.996	0.990	0.992	0.992
4. Agricultural	0.996	0.995	0.996	0.998	0.999	0.998
5. Business Jets	0.990	0.995	0.995	0.980	0.990	0.992
6. Regional TBP's	0.990	0.995	0.995	0.985	0.985	0.995
7. Transport Jets	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
8. Military Trainers	0.990	0.990	0.990	0.980	0.990	0.995
9. Fighters	0.990	0.990	0.990	0.96-0.90	0.990	0.995
10. Mil. Patrol, Bomb, Transport	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
11. Flying Boats, Amphibious, Float Airplanes	0.992	0.990	0.996	0.985	0.990	0.990
12. Supersonic Cruise	0.990	0.995	0.995	0.92-0.87	0.985	0.992

Los valores de las siguientes fracciones fueron obtenidas de la tabla (FRACCIONES DE COMBUSTIBLE PARA LAS DIFERENTES ETAPAS DE VUELO.)

$$\frac{W_0}{W_1} = 0.995 \quad \frac{W_4}{W_3} = 0.992 \quad \frac{W_4}{W_6} = 0.993 \quad \frac{W_1}{W_2} = 0.997$$

$$\frac{W_5}{W_4} = 0.938 \quad \frac{W_8}{W_7} = 0.993 \quad \frac{W_3}{W_2} = 0.998 \quad \frac{W_6}{W_5} = 0.996$$

Figura . Misión del autogiro diseñado



En esta Figura, las etapas de vuelo que se indican con números son las siguientes:

1. Warm Up
2. Taxi
3. Take Off
4. Climb
5. Cruise (Reconocimiento)
6. Descend
7. Landing taxi & Shut-down

$$R_{cr} = 375 \left( \frac{\eta p}{C_{p_{cr}}} \right) \left( \frac{L}{D} \right)_{cr}^{Ln} \left( \frac{W4}{W5} \right)$$

Donde:

$$\eta p = 0.8 \quad C_p = 0.5 \quad \frac{L}{D} = 8 \quad \text{VALORES 2.2 CRUISE}$$

$$\ln\left(\frac{W4}{W5}\right) = \frac{Rcr}{375\left(\frac{\eta p}{Cp}\right)_{cr}\left(\frac{L}{D}\right)_{cr}} = \frac{302,6}{375\left(\frac{0,8}{0,5}\right)}(8)$$

Sacando exponencial a los dos lados para quitar el Ln

$$\frac{W5}{W4} = 0,938$$

$$Eltr = 375\left(\frac{1}{VLtr}\right)\left(\frac{\eta p}{Cp}\right)_{ltr}\left(\frac{L}{D}\right)_{ltr} \ln\left(\frac{W5}{W6}\right)$$

$$\eta p = 0.7 \quad C_p = 0.5 \quad \frac{L}{D} = 10 \quad \text{VALORES 2.2 LOITER}$$

$$\ln\left(\frac{W5}{W6}\right) = \frac{(15MIN * 1HR / 60MIN)}{375\left(\frac{1}{10}\right)\left(\frac{0,7}{0,5}\right)}(10)$$

$$\frac{W6}{W5} = 0.996$$

Después de saber algunas de las fracciones de pesos, se determina el flujo de combustible para con esto poder determinar el peso total del combustible de la siguiente forma:

$$Mff = (W_1 / Wto) \sum (W_{i+1} + W_i)$$

$$Mff = (1.005) / (7.902)$$

$$Mff = 0.127 \quad Wfuel = 38lb$$

Luego de determinar los diferentes pesos de los componentes y conociendo cual sería el peso vacío que tendrá el diseño, podemos resolver lo siguiente:

$$W_{to} = W_{crew} + W_e + W_{tfo} + W_{pl} + W_{fuel}$$

Donde:

$W_{crew}$  = peso de la tripulación.

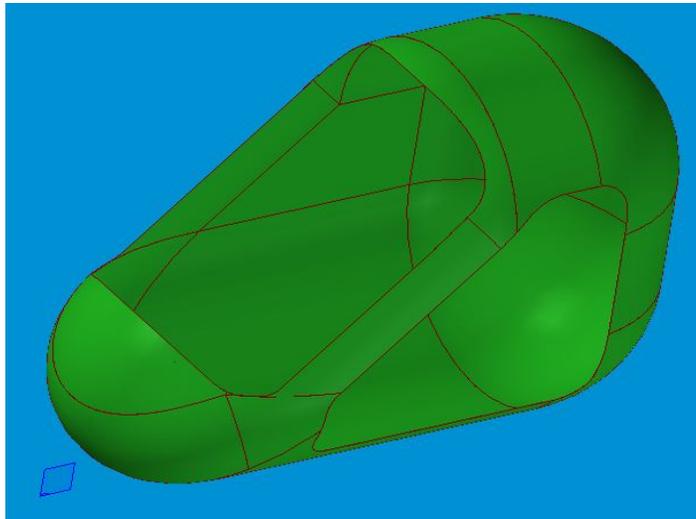
$$W_{to} = 170lb + 332lb + 10lb + 38lb$$

$$W_{to} = 550lb$$

## 4.2 CONFIGURACIÓN GENERAL DE LA CABINA

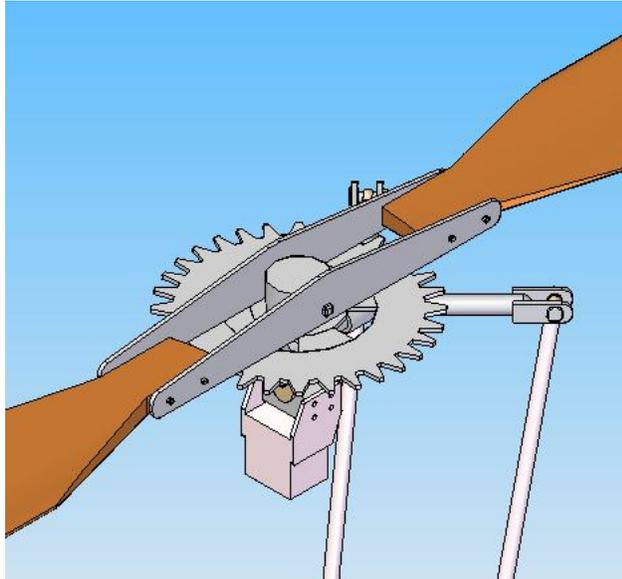
**4.2.1 configuración de cabina.** La cabina es una de las partes más importantes del autogiro deportivo monoplaza ya que es donde va estar ubicado el piloto que maniobrar esta aeronave. Lo que buscamos con una cabina de este tipo es que el piloto se encuentre cómodo, a gusto, que tenga una buena visibilidad. Teniendo estos parámetros claros podemos decir que se va a tener un vuelo sin ninguna inconveniencia. Por otro lado que buscamos es que sea realmente eficiente en cuanto a la aerodinámica que se le quiere dar al autogiro deportivo monoplaza.

Figura 11. Cabina del Diseño



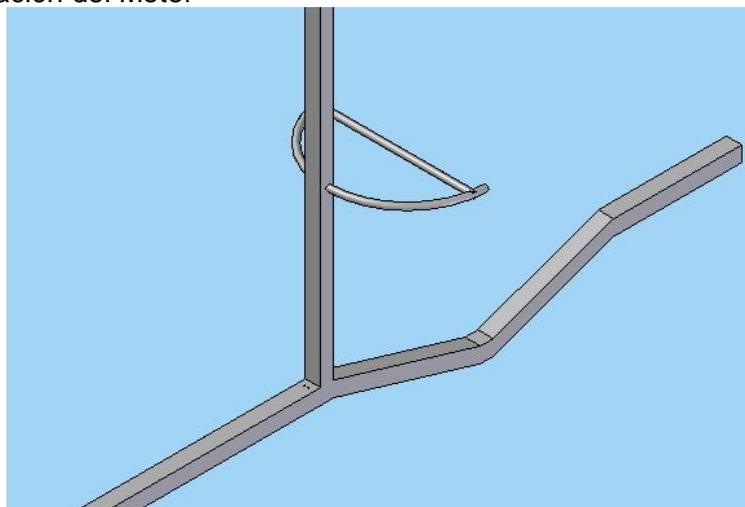
**4.2.2 Configuración alar.** Los autogiros tienen una configuración de rotor como un ala rotatoria, la cual está ubicada en la parte de arriba y es la que nos da una sustentación de la aeronave haciendo una forma de disco soportando la estructura y el peso total de la aeronave. Este rotor está compuesto de dos palas soportadas por el mástil por medio de un hub, que garantizara una adecuada solidez en el disco.

Figura 12. Rotor del Diseño.



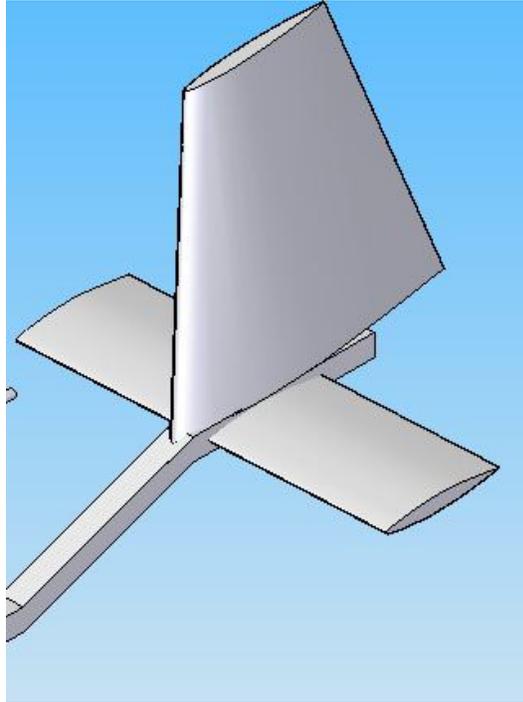
**4.2.3 Ubicación de la planta motriz.** La planta motriz se va encontrar ubicada en la parte posterior de la cabina del autogiro, como la tienen la mayoría de los autogiros del mundo. Debido a que esta ubicación le da mayor eficiencia a la aeronave sin causar ninguna molestia en cuenta a visibilidad al piloto. Esta configuración es conocida con el nombre de (Pusher).

Figura 13. Ubicación del Motor



**4.2.4 Configuración del empenaje.** El empenaje está ubicado en la parte posterior de la estructura, donde se ve que por la ubicación del motor podemos tener un mejor rendimiento de toda la parte del empenaje y hay podemos reducir los efectos que son resultado de las turbulencias.

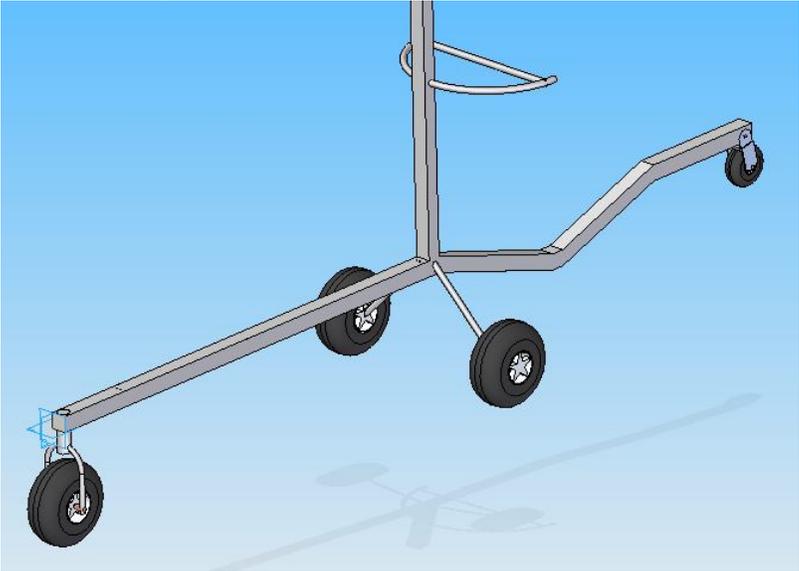
Figura 14. Empenaje del Diseño



Esta configuración está compuesta por un estabilizador horizontal y uno vertical el cual tiene el ruder para poder tener estabilidad longitudinal en toda la aeronave.

**4.2.5 Configuración del sistema de tren de aterrizaje.** El autogiro tendrá un tren de aterrizaje tipo triciclo, con un patín de cola en la parte posterior de este, para evitar en el momento del despegue y aterrizaje algún golpe en la estructura. Con la misión de que el autogiro pueda despegar y aterrizar en cualquier terreno.

Figura 15. Tren de Aterrizaje del Diseño



### 4.3 CONFIGURACIÓN AERODINÁMICA

Para el diseño de un autogiro se empieza con unos valores iniciales como lo son los siguientes datos:

Tabla 4. Parámetros Iniciales

PARAMETROS INICIALES		
Wto	550	lbs
Clmaxclean	1,5	
ClmaxTO	1,7	
ClmaxL	1,9	
Clmax	1,67	
Vlcr	95,33	ft/sg
$\rho$ @ s.l.	0,002378	slug/ft <sup>3</sup>
$\rho$ @ hcruise	0,0016219	slug/ft <sup>3</sup>
q	7,37	

Teniendo estos valores iniciales podemos empezar a diseñar el ala rotatoria según formulas dadas para aeronaves de alas fijas con unas pequeñas variaciones para este diseño.

Para empezar el diseño primero se halla la Carga Discal, que se define por la siguiente fórmula:

$$CD = \frac{W}{S} \quad (1)$$

El valor de la fórmula 1, es el que va a definir una óptima rata de descenso, este valor para autogiros convencionales es óptimo utilizarlo en unas 2 lbs/ft<sup>2</sup>. Esta fórmula nos relaciona:

W: es el peso del autogiro

S: es el área del disco del rotor, que se define por  $S = \pi * Rr^2$

Teniendo estos datos se puede determinar una nueva fórmula:

$$CD = \frac{W_{TO}}{\pi * Rr^2} \quad (2)$$

Tabla 5. Diferentes Diámetros de Rotores

<b>Diámetro rotor (ft)</b>	<b>Radio Rotor (ft)</b>	<b>Área (ft<sup>2</sup>)</b>	<b>Carga Discal (lbs/ft<sup>2</sup>)</b>
1	0,5	0,79	700,28
5	2,5	19,63	28,01
10	5	78,54	7
15	7,5	176,71	3,11
<b>20</b>	<b>10</b>	<b>314,16</b>	<b>1,75</b>
25	12,49	490,09	1,12
30	14,97	704,03	0,78
35	17,49	961,01	0,57
40	19,95	1250,36	0,44
45	22,66	1613,13	0,35
50	25,23	1999,79	0,28

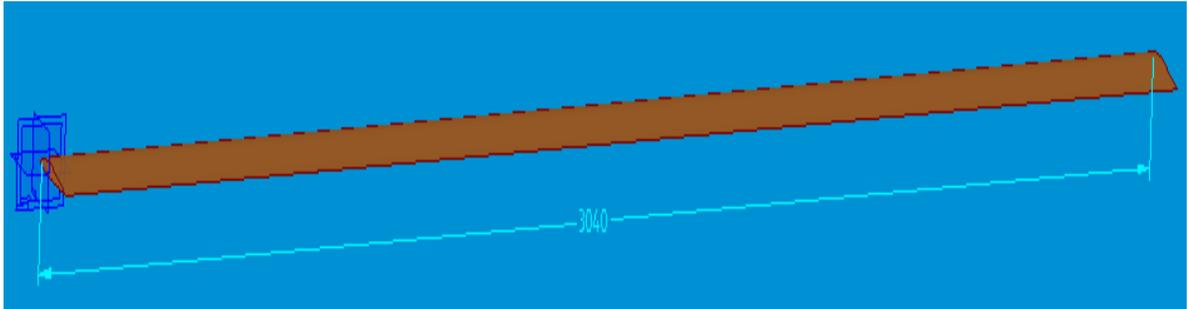
Haciendo una tabulación en la tabla 5, se puede ver los diferentes valores de carga discal a diferentes diámetros con su respectiva área y con una comparación de un base-line de tres diferentes autogiros, con una línea de tendencia y sabiendo que lo óptimo para autogiros en cuanto a factores de carga discal es un máximo de 2 lbs/ft<sup>2</sup>, podemos determinar que lo óptimo para diámetros de autogiros deportivos son 20ft, con un radio de rotor de 10 ft. Con estos valores podemos determinar nuestra área del disco, también saber cuál va ser nuestra carga discal, teniendo los valores mostrados en la tabla 6.

Tabla 6. Dimensiones de las Palas

<b>DIMENSIONAMIENTO DE LAS PALAS</b>		
Diámetro Rotor (Dr)	20	ft
Rr (Radio rotor)	10	ft
CD(Carga discal)	1,75	lbs/ft <sup>2</sup>
Cuerda de las Palas (mgc)	0,58	ft
Numero de Palas (NB)	2	
Radio de Solides (σ)	0,03689	
Área (S)	314,16	ft <sup>2</sup>

Después de estos valores ya se puede obtener las palas como se muestra en la figura 16, donde se ve la pala mostrando el radio en milímetros.

Figura 16. Figura de la Pala del Diseño



Después de tener los valores para el disco se debe determinar los valores de las palas, donde se determina la cuerda de las palas y el radio de solidos sabiendo que este debe estar entre un 0% a un 4% máximo y que es el que determina los factores aerodinámicos que pueden influir en el desempeño del autogiro, donde se utiliza la siguiente fórmula:

$$\sigma = \frac{NB * C}{\pi * Rr} \quad (3)$$

Con esta fórmula se determina que la cuerda de las palas se puede encontrar con la siguiente fórmula:

$$C = \frac{\sigma * \pi * Rr}{NB} \quad (4)$$

Donde haciendo una tabulación en la tabla 4 de diferentes coeficientes de radio de solidos con diferentes valores de cuerda se encuentra lo siguiente:

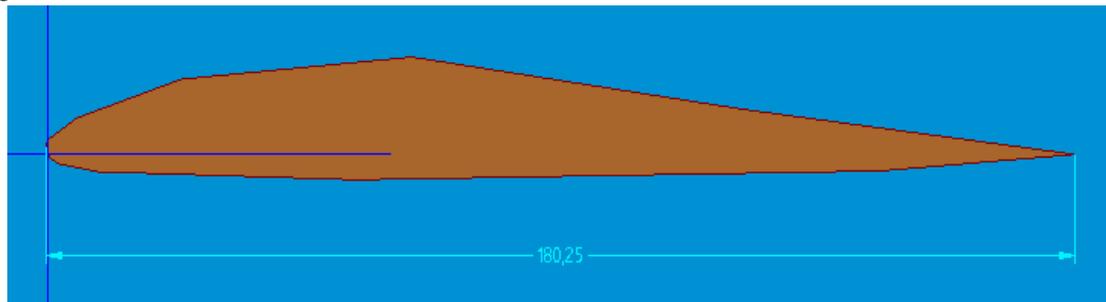
Tabla 7. Parámetros de Solides

<b>Cuerda Media</b>	<b>Solides</b>	<b>Solides en (%)</b>
1	0,063660005	6,366000465
0,95	0,060477004	6,047700441
0,9	0,057294004	5,729400418
0,85	0,054111004	5,411100395
0,8	0,050928004	5,092800372
0,75	0,047745003	4,774500349
0,7	0,044562003	4,456200325
0,65	0,041379003	4,137900302
0,6	0,038196003	3,819600279
<b>0,58</b>	<b>0,036922803</b>	<b>3,69228027</b>
0,55	0,035013003	3,501300256
0,5	0,031830002	3,183000232
0,45	0,028647002	2,864700209
0,4	0,025464002	2,546400186
0,35	0,022281002	2,228100163

Donde se determina que un valor óptimo para usar en el autogiro sería un radio de solides de 3,69% con una cuerda de 0,58ft, valores sacados de la tabla 7. de acuerdo a los valores máximos de radio de solidez de los autogiros que es de 0 a 4% se puede tomar los valores anteriormente mencionados.

Teniendo una pala como se muestra en la figura 17, donde se ve el perfil de la pala y también se observa la cuerda en milímetros.

Figura 17. Perfil de la Pala NACA 8H12



**4.3.1 Requerimientos de sustentación para las diferentes velocidades de vuelo.** La fórmula de sustentación conocida para el diseño del autogiro es:

$$L = \frac{1}{2} \rho * V^2 * Sr * C_L \quad (5)$$

Y conociendo que  $L = W_{TO}$  y que  $Sr = \pi * Rr^2$  se puede remplazar esto en la ecuación (5) y se obtiene que:

$$C_L = \frac{2 * W_{TO}}{\rho * V^2 * \pi * Rr^2} \quad (6)$$

Se puede hacer la tabulación de los coeficientes requeridos a las diferentes velocidades que se pueden llegar a alcanzar, obteniendo la tabla 8.

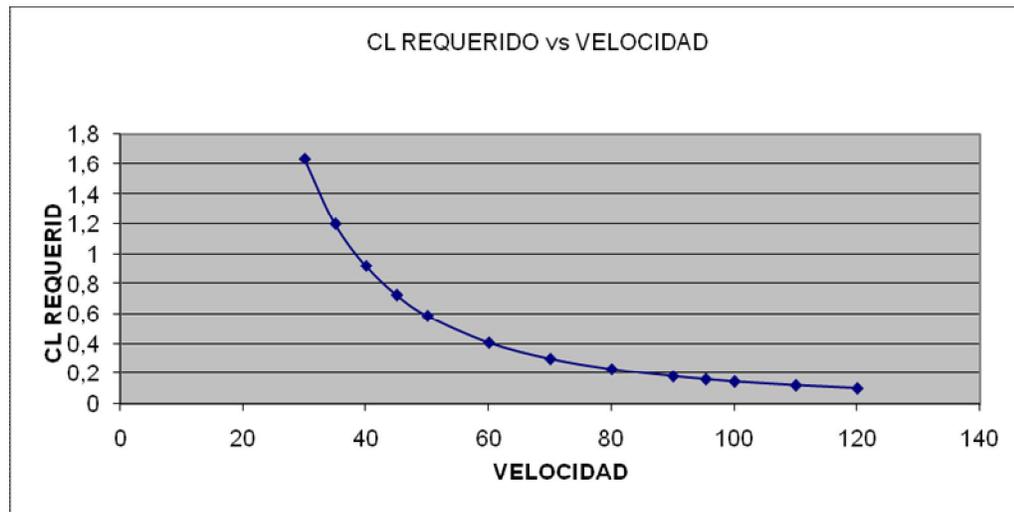
Tabla 8. Parámetros de Coeficientes a Diferentes Velocidades

<b>Velocidad (ft/s)</b>	<b>CL Requerido</b>
30	1,636
35	1,202
40	0,92
45	0,727
50	0,589
60	0,409
70	0,3
80	0,23
90	0,182
95,33	0,162
100	0,147
110	0,122
120	0,102

Donde se tiene que a la velocidad de crucero de 95,33 ft/s se tendrá un requerimiento de un  $C_L=0.147$ . de acuerdo a la tabla 8.

Como se pueden ver en los valores dados en la tabla 8, a medida que la velocidad aumenta, se ve que el coeficiente de lift requerido a la velocidad máxima en la que puede llegar el autogiro, empieza a disminuir como la podemos ver también en la grafica 1, hasta llegar a un valor muy cercano a cero.

Gráfica 1. Coeficientes de Sustentación a diferentes Velocidades



**4.3.2 Dimensionamiento de los estabilizadores.** Para un autogiro convencional debemos utilizar un estabilizador vertical con su respectivo rudder para poder maniobrar la aeronave y también se puede utilizar el estabilizador horizontal para tener una buena estabilidad durante el vuelo.

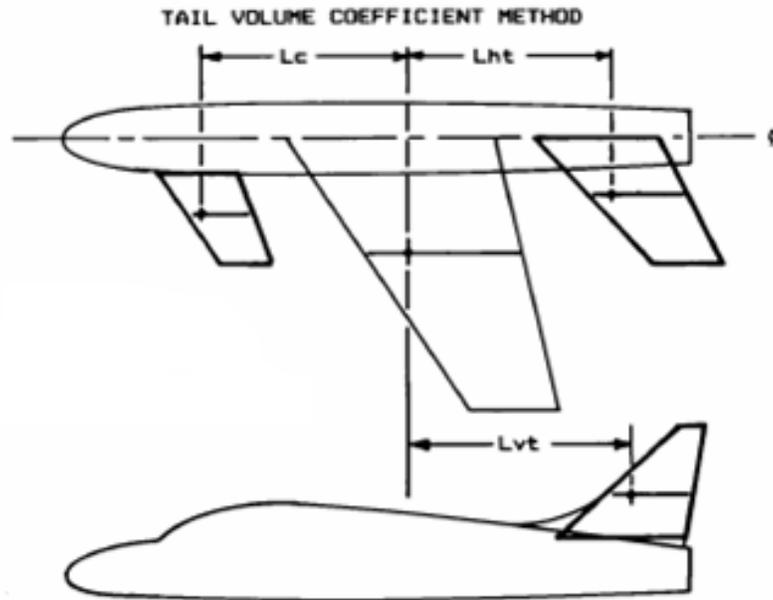
Para dimensionar los estabilizadores de un autogiro, se utilizarán las mismas fórmulas que se utilizan para una aeronave convencional con unas pequeñas variaciones a estas fórmulas en donde se utilizarán los valores hallados anteriormente para el diseño del ala giratoria. Las fórmulas que se utilizan son las siguientes:

$$C_{VT} = \frac{L_{VT} * S_{VT}}{b_r * S_r} \quad (7)$$

$$C_{HT} = \frac{L_{HT} * S_{HT}}{\overline{C}_r * S_r} \quad (8)$$

Donde se encuentra que con estudios realizados para autogiros los coeficientes utilizados son  $C_{VT} = 0,00276$ ,  $C_{HT} = 0,1$  y donde sabemos que para los valores de  $L_{VT}$  y  $L_{HT}$  se muestran en la figura 18.

Figura 18. Distancias para Diseño de Empenaje



Fuente. Aircraft design a conceptual approach. Daniel P. Raymer.

Para poder determinar estos valores primero se debe determinar el momento que debe contrarrestar los estabilizadores desarrollando la ecuación (9), donde el coeficiente de momento para un  $Re=1 \cdot 10^6$  con  $4^\circ$  de inclinación es  $C_m=0,008$ .

$$M = \frac{1}{2} * C_m * \rho * V^2 * S_r * C_r \quad (9)$$

Entonces teniendo los valores para poder encontrar el momento a contrarrestar se puede decir que el momento es:

$$M = \left(\frac{1}{2}\right) * (0,008) * \left(0,002378 \frac{\text{slug}}{\text{ft}^3}\right) * \left(95,33 \frac{\text{ft}}{\text{sg}}\right)^2 * (314,16 \text{ft}^2) * (0,58 \text{ft})$$

$$M = 15,751 [\text{lbs.ft}]$$

Donde se sabe que este momento también es igual a la fórmula 10, y donde se ha determinado que  $d = L_{VT} = L_{HT} = 1.5$ , entonces se obtiene lo siguiente:

$$M = F * d \quad (10)$$

$$F = \frac{M}{d} \quad (11)$$

Donde se sabe que la fuerza a contrarrestar es la siguiente:

$$F = \frac{15,751}{1.5}$$

$$F = 10,5[\text{lbs}]$$

Después de conocer las fuerzas que los estabilizadores deben soportar y con las formulas 7 y 8, se empieza a dimensionar los estabilizadores dónde se adaptan las formulas de la siguiente manera:

$$S_{VT} = \frac{b_r * S_r * C_{VT}}{L_{VT}} \quad (12)$$

$$S_{HT} = \frac{\bar{C}_r * S_r * C_{HT}}{L_{HT}} \quad (13)$$

Donde sabiendo las dimensiones para el rotor principal, se reemplaza en las ecuaciones y se obtienen los valores dados en las tablas 9 y 10, obteniendo los valores para el vertical en la tabla 9 y para el horizontal en la tabla 10.

En estas tablas se ven valores como  $L_{VT}$  y  $L_{HT}$  que son las longitudes donde van los estabilizadores en el fuselaje, otros valores son los de  $C_{VT}$  y  $C_{HT}$  que nos los facilitan unos reportes dados por la NACA donde se hizo un estudio en diferentes autogiros y establecen que los puestos en las tablas son los indicados, y con estos valores remplazándolos en las formulas 12 y 13 lo que se encuentra es el área de los respectivos estabilizadores  $S_{VT}$  y  $S_{HT}$ .

Tabla 9. Parámetros para el estabilizador Vertical

Vertical Fuselaje/Tail Length		
Parámetro	Valor	Dimensiones
Lvt/Lf	0,3	
Lvt	5,094	ft
Cvt	0,00276	
Svt	3,404	ft <sup>2</sup>
Avt	1,2	
λvt	0,5	
Bvt	2,021	ft
Crvt	2,246	ft
Ctvt	1,123	ft
m.g.c.vt	1,747	ft

Tabla 10. Parámetros para el estabilizador Horizontal

Horizontal Fuselage/Tail Length		
Parámetro	Valor	Dimensiones
LHt/Lf	0,3	
LHt	5,618	ft
cHt	0,1	
SHt	3,243	ft <sup>2</sup>
AHT	4	
λHt	1	
bHt	3,602	ft
CrHt	0,9	ft
CtHt	0,9	ft
m.g.c.Ht	0,9	ft

$$b = \sqrt{S * AR} \quad (14)$$

$$C_{root} = \frac{2S}{b(1 + \lambda)} \quad (15)$$

$$C_{tip} = \lambda * C_{root} \quad (16)$$

$$m.g.c = \bar{C} = \frac{2}{3} C_{root} \left( \frac{(1 + \lambda + \lambda^2)}{(1 + \lambda)} \right) \quad (17)$$

Para el dimensionamiento final de los estabilizadores se tiene que definir valores de Aspect Ratio y Taper Ratio, y con las formulas 14, 15, 16 y 17, definimos las dimensiones de los estabilizadores, los valores de estas dimensiones están dadas en las tablas 9 y 10.

Cuando se tienen las dimensiones de los estabilizadores se tienen que estos quedan según como se muestran en las figuras 19 y 20 para el estabilizador vertical figura 21 y figura 22 para mostrar el estabilizador horizontal.

Figura 19. Estabilizador Vertical del Diseño

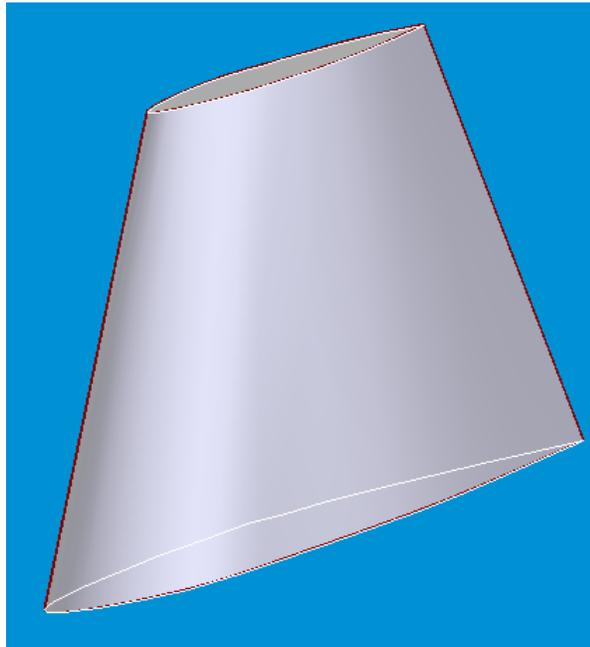


Figura 20. Estabilizador Vertical del Diseño

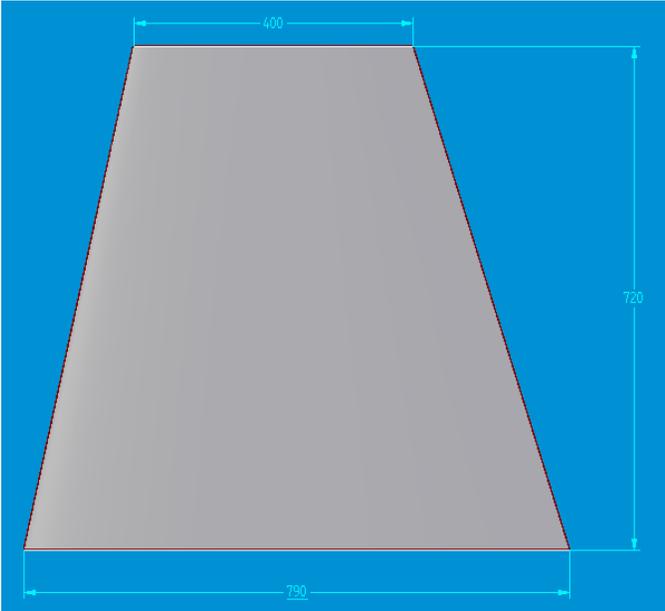


Figura 21. Estabilizador Horizontal

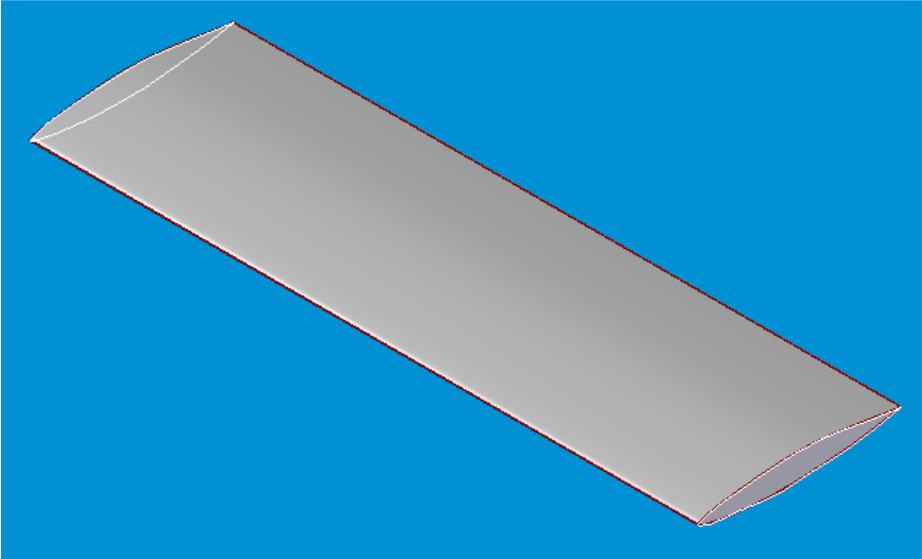
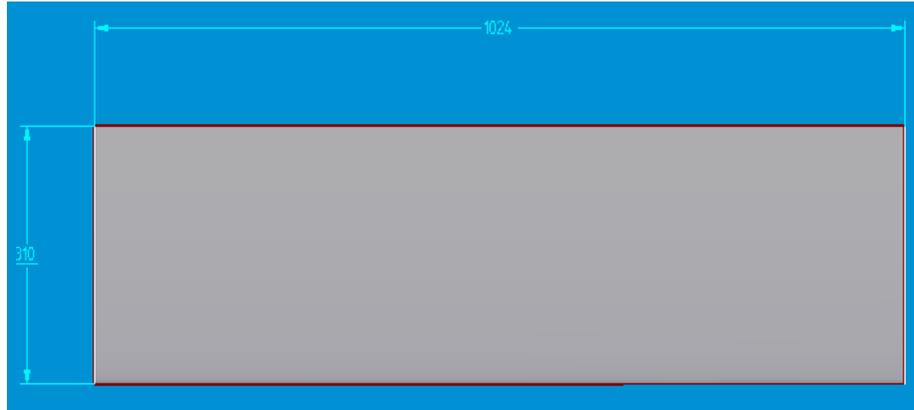


Figura 22. Estabilizador Horizontal



Después de tener los estabilizadores, lo que sigue es dimensionar un rudder para el estabilizador vertical, ya que se debe tener un rudder para poder maniobrar el autogiro donde en la tabla 11 se puede ver las dimensiones de este.

Tabla 11. Parámetros del Rudder

Rudder		
$dC_l/d\delta R$	4,4	-
$K'$	0,7	-
$C_{l\alpha}$	0,109	Deg <sup>-1</sup>
$d\alpha_{0L}/d\delta R$	0,493	-
CR/CVT	0,12	-
SR/SVT	0,12	-
CR	0,244	ft
SR	0,554	ft <sup>2</sup>

Para el dimensionamiento de el rudder se siguen los pasos para aeronaves normales, según Jan Roskam, donde nos muestra unas tablas donde tabulan valores normales del coeficiente  $K'$  para todo tipo de aeronaves y el valor de  $dC_l/d\delta R$ , utilizando el valor del  $C_{l\alpha}$  del perfil, para el caso de los estabilizadores se escogió un perfil NACA 0009, entonces con estos valores hallamos de  $d\alpha_{0L}/d\delta R$  con la fórmula 18, y sacando valores de relación entre la cuerda del vertical vs cuerda del rudder y área del vertical vs área del rudder, mostrados en la tabla 8 como CR/CVT y SR/SVT, donde estamos utilizando solo el 12 % del vertical para el rudder, podemos encontrar la cuerda y el área del rudder, para el rudder se utilizara la misma envergadura del vertical para una mayor maniobrabilidad.

#### 4.4 DETERMINACIÓN DE LA VELOCIDAD ROTACIONAL DEL ROTOR (RPM).

Para determinar las RPMS del rotor de el autogiro deportivo monoplaza deben tener en cuenta las palas que va a usar el rotor y el perfil aerodinámico para poder tener claros los siguientes factores.

- Radio de avance.
- Solides del disco

Figura 23. Drag Lift Ratio NACA 8H12

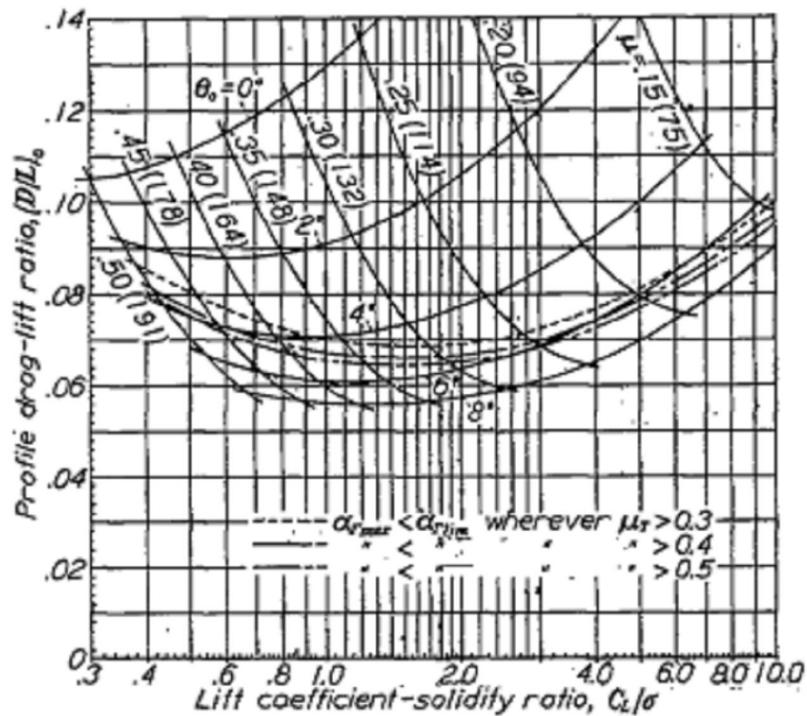


FIGURE 3.—Profile drag-lift ratio for sample rotor. The values in parentheses represent the forward speed in miles per hour at which the advancing blade tip reaches 75 percent of the speed of sound at sea level.

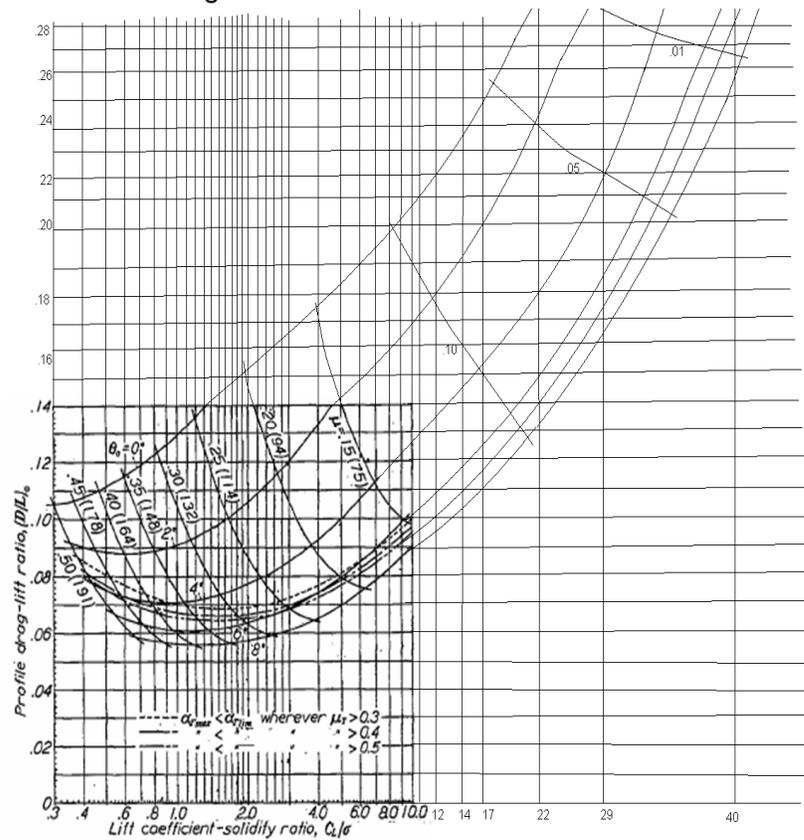
NACA REPORT No 716

Para el rotor del autogiro se escogió un perfil NACA 8H12 que es uno de los más comunes y usados en los autogiros debido a su buen desempeño en la etapa de vuelo.

En la figura 23 se puede observar y determinar el DRAG y el LIFT RATIO que se generan en las diferentes velocidades que se pueden tener durante la etapa de despegue, crucero y aterrizaje.

Para poder originar las siguientes tablas se tuvo que interpolar la figura 24 debido que hay valores que no se podrían determinar normalmente.

Figura 24. Polarización drag lift-ratio NACA 8H12.



Se puede determinar las condiciones más importantes del rotor como lo son el ángulo de Pitch, el ratio de avance, dependiendo del lift coefficient avance ratio.

Tabla 13. Coeficiente de lift requerido vs radio de avance.

Velocidad (ft/s)	CL requerido	(CL/σ)
30	1,636	44,34806181
35	1,202	32,58335592
40	0,92	24,93900786
45	0,727	19,70723773
50	0,589	15,96638655
60	0,409	11,08701545
70	0,3	8,132285172
80	0,23	6,234751965
90	0,182	4,933586338
<b>95,33</b>	<b>0,162</b>	<b>4,391433993</b>
100	0,147	3,984819734
110	0,122	3,307129303
120	0,102	2,764976959

Se debe encontrar el valor típico del ángulo de pitch, que en el caso del autogiro deportivo monoplaza va hacer un ángulo de 4 grados debido a que va a dar mayor estabilidad y control.

Tabla 13. Aerodinámica del rotor.

Velocidad (ft/s)	CL requerido.	(CL/σ)	D/L	M	μ
30	1,636	44,34806181	0,27	1,56	0,02
35	1,202	32,58335592	0,22	2,12	0,06
40	0,92	24,93900786	0,18	2,77	0,09
45	0,727	19,70723773	0,153	3,51	0,11
50	0,589	15,96638655	0,149	4,33	0,13
60	0,409	11,08701545	0,129	6,24	0,16
70	0,3	8,132285172	0,114	8,49	0,19
80	0,23	6,234751965	0,105	11,09	0,23
90	0,182	4,933586338	0,098	14,04	0,27
<b>95,33</b>	<b>0,162</b>	<b>4,391433993</b>	<b>0,095</b>	<b>15,75</b>	<b>0,29</b>
100	0,147	3,984819734	0,09	17,33	0,31
110	0,122	3,307129303	0,088	20,97	0,35
120	0,102	2,764976959	0,08	24,96	0,26

Al conocer la relación de avance del rotor a las diferentes velocidades de vuelo que se desean, se debe deducir los valores de las velocidades rotacionales del rotor aplicando las siguientes formulas.

$$\mu = \frac{V}{\Omega * Rr} \quad (18)$$

$$\Omega = \frac{V}{\mu * Rr} \quad (19)$$

Revoluciones del rotor:

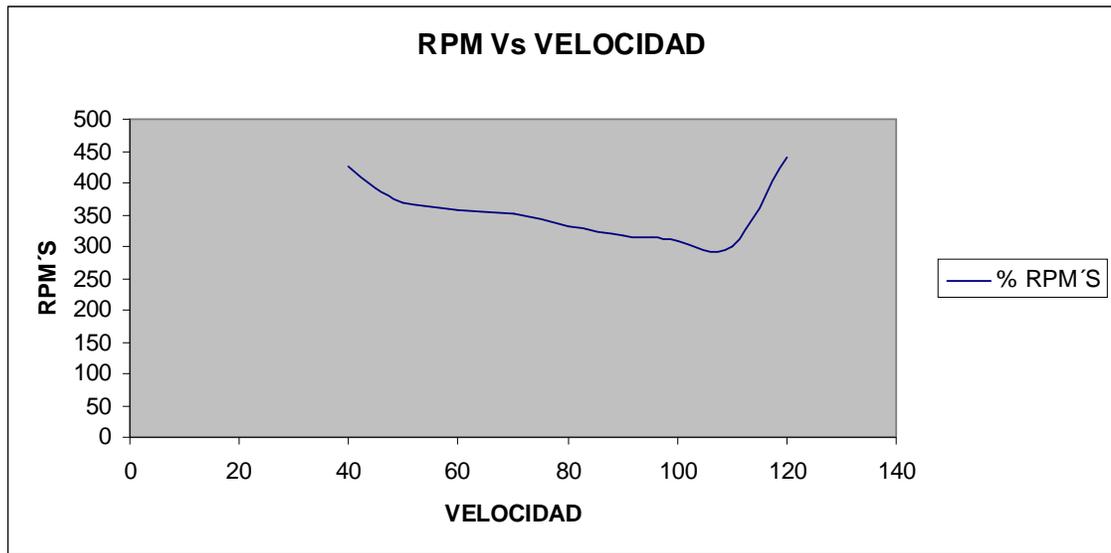
$$RPM = \frac{\Omega * 60}{2\Pi} \quad (20)$$

Aplicando las formulas anteriormente descritas se puede determinar la tabla 14:

Tabla 14. Velocidades del rotor para ángulo de pitch 4° ( $\theta = 4$ )

(CL/ $\sigma$ )	Velocidad (ft/s)	CL requerido.	$\Omega$ max (rad/sg)	RPM'S max
44,34806181	30	1,636	150	1432,4
32,58335592	35	1,202	58,33	557,01
24,93900786	40	0,92	44,44	424,37
19,70723773	45	0,727	40,91	390,66
15,96638655	50	0,589	38,46	367,27
11,08701545	60	0,409	37,5	358,1
8,132285172	70	0,3	36,84	351,8
6,234751965	80	0,23	34,78	332,12
4,933586338	90	0,182	33,33	318,28
4,391433993	95,33	0,162	32,87	313,89
3,984819734	100	0,147	32,26	308,06
3,307129303	110	0,122	31,43	300,13
2,764976959	120	0,102	46,15	440,7

Gráfica 2. RPM contra Velocidad



Donde podemos concluir que a velocidades bajas las RPMS son muy altas y van bajando hasta las velocidades máximas del autogiro. Y además para velocidades muy altas toca ir aumentando las RPMS.

#### 4.5 DETERMINACIÓN DEL DRAG

Para poder determinar la resistencia al avance que va a tener el autogiro deportivo monoplaza, se debe tener en cuenta todas las partes fijas y móviles que van a estar en contacto con el aire, ya que cada una de estas va generar determinada resistencia al avance para el autogiro.

Se deben conocer las dimensiones de cada parte que va a tener contacto con el aire para así poder sacarle el drag, y la suma de cada una de estas magnitudes nos generara el drag total que va hacer sometido el autogiro. Para poder determinar lo anteriormente mencionado debemos tener en cuenta uno de los parámetros más importantes para la determinación de la resistencia al avance que es la velocidad de crucero que va a manejar el autogiro, esta velocidad es:

Vcruise	98,62	ft/sg	29,98	m/sg
RANGO	613236,91	ft	186424,021	m

De la siguiente manera se puede conocer el drag del autogiro.

$$Dt = Dr + Dp \quad (21)$$

Donde:

$Dt$  = Drag total

$Dr$  = Drag rotor

$Dp$  = Drag parasito (partes que no generan sustentación).

- Drag del rotor.

Para conocer el drag del rotor se puede usar la siguiente ecuación:

$$Dr = Do + Di$$

Por lo tanto si se divide la ecuación en (L (lift)).

$$\left(\frac{D}{L}\right)_r = \left(\frac{D}{L}\right)_o + \left(\frac{D}{L}\right)_i \quad (22)$$

$$Dr = \left(\frac{D}{L}\right)_o * W_{to}$$

Para conocer los valores de  $\left(\frac{D}{L}\right)_o$  se sacan gráficamente de la figura

Para conocer los valores de  $\left(\frac{D}{L}\right)_i$  se aplicara la siguiente ecuación:

$$\left(\frac{D}{L}\right)_i = \left(\frac{Cl}{\sigma}\right) * \left(\frac{\sigma}{4}\right):$$

Por lo tanto:

$$\left(\frac{D}{L}\right)_i = \left(\frac{Cl}{4}\right) \quad (23)$$

Así se puede determinar el drag del rotor reemplazado la ecuación 23 en la ecuación 22

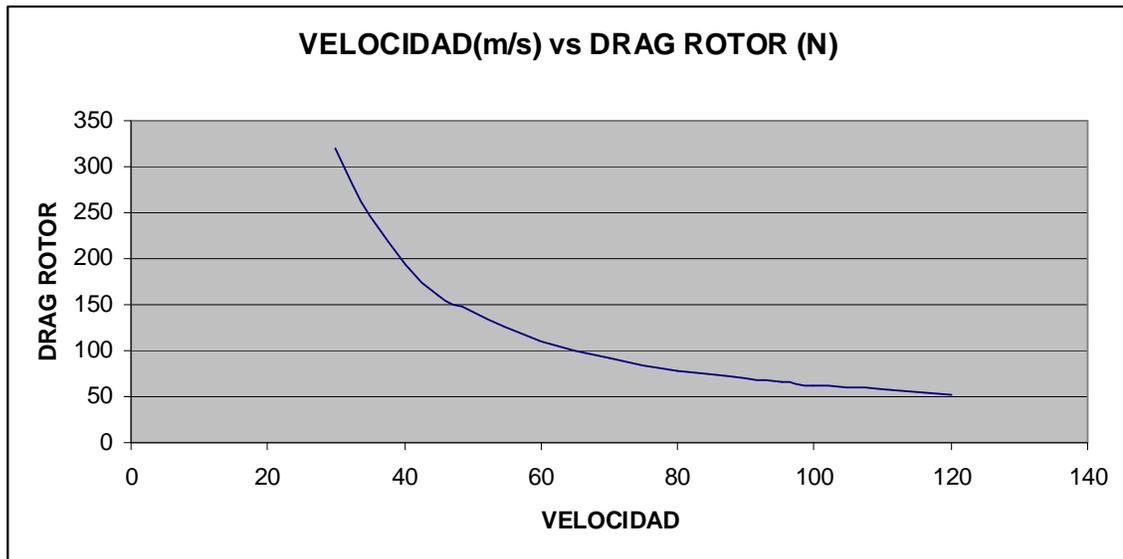
$$Dr = \left[ \left(\frac{D}{L}\right)_o + \left(\frac{Cl}{4}\right) \right] * W_{to} \quad (24)$$

Para determinar los siguientes valores que se muestran en la tabla 15, se usaran diferentes velocidades de vuelo.

Tabla 15. Determinación del Drag del Rotor

Velocidad (Ft/s)	$\left(\frac{D}{L}\right)_o$	$CD_o$	$Cl$	$\left(\frac{D}{L}\right)_i$	$\left(\frac{D}{L}\right)_r$	$Dr(N)$
30	0,27	0,44172	1,636	0,409	0,679	373,45
35	0,22	0,26444	1,202	0,3005	0,5205	286,275
40	0,18	0,1656	0,92	0,23	0,41	225,5
45	0,153	0,111231	0,727	0,18175	0,33475	184,1125
50	0,149	0,087761	0,589	0,14725	0,29625	162,9375
60	0,129	0,052761	0,409	0,10225	0,23125	127,1875
70	0,114	0,0342	0,3	0,075	0,189	103,95
80	0,105	0,02415	0,23	0,0575	0,1625	89,375
90	0,098	0,017836	0,182	0,0455	0,1435	78,925
95,33	0,095	0,01539	0,162	0,0405	0,1355	74,525
100	0,09	0,01323	0,147	0,03675	0,12675	69,7125
110	0,088	0,010736	0,122	0,0305	0,1185	65,175
120	0,08	0,00816	0,102	0,0255	0,1055	58,025

Gráfica 3. Velocidad contra Drag del Rotor



#### 4.5.1 Drag parasitó.

El drag parasito es la resistencia al avance que nos generan ciertos componentes o partes del autogiro que no generan sustentación para el vuelo.

Las superficies que nos generan esta fuerza son las siguientes:

- Cabina
- Tren de aterrizaje
- Mástil
- Empenaje

Con las partes anteriormente mencionadas se comenzará a desglosar cada una de estas con sus diferentes ventajas, desventajas y características principales que se usan para el diseño del autogiro monoplaza deportivo y así mismo poder identificar el drag total al que va estar sometida nuestra aeronave.

## 4.5.2 Cabina

### ➤ Características principales dimensiones

La cabina del autogiro monoplaza deportivo fue diseñada con gran comodidad para que personas de tamaño pequeño, mediano o grande se puedan acomodar sin ningún inconveniente y lo más importante es que puedan manipular los diferentes controles manuales sin inconvenientes y así evitar accidentes debido a la mala posición que pueda tener el piloto en vuelo.

En la figura 25-26, se observa el dimensionamiento general que presenta la cabina de vuelo del autogiro.

Figura 25. Vista Lateral de Cabina

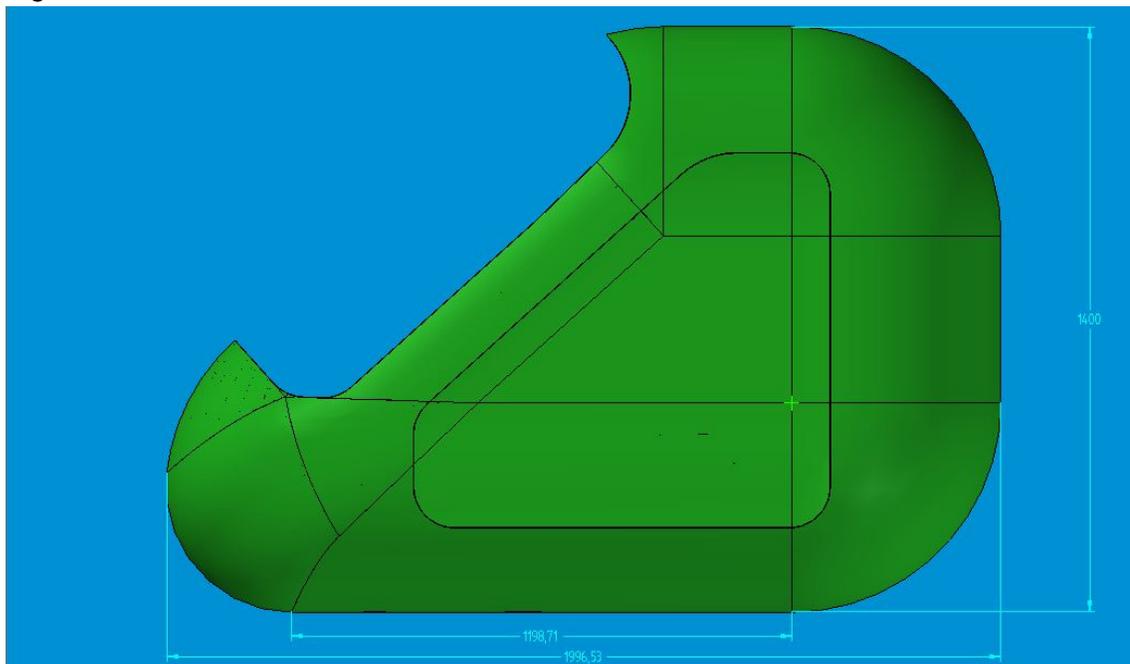


Figura 26. Vista de Frente de Cabina

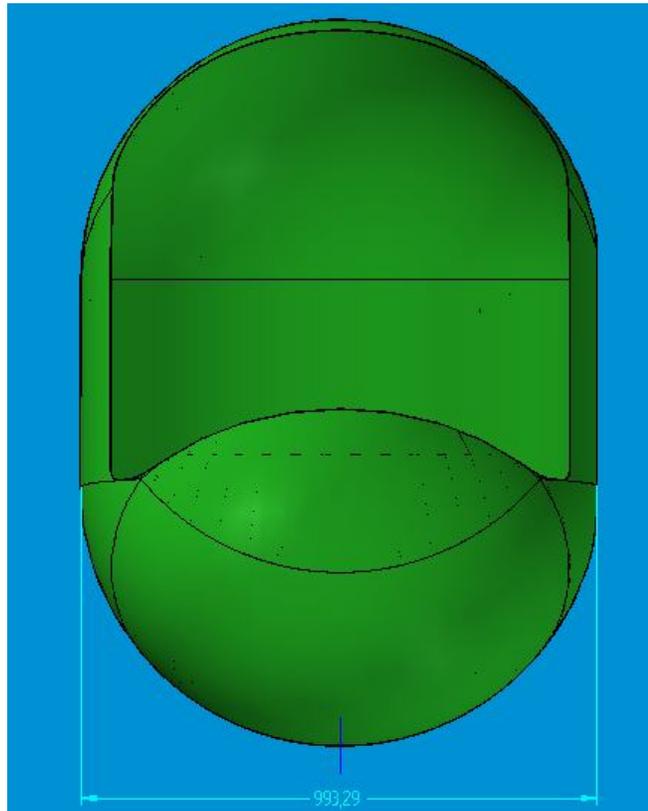


Tabla 16. Medidas de la cabina

	FT	PULG	METROS
LARGO DE LA CABINA	6,5503	78,6035	1,99653
ALTO DE LA CABINA	4,59318	55,1181	1,4
ANCHO DE LA CABINA	3,25876	39,1051	0,99327

La silla de la cabina que se encuentra ubicada en la parte trasera de este, fue diseñada para que se pueda acomodar según el largo de las extremidades inferiores de la persona que se encuentre en ese momento piloteando el autogiro

En la figura 27-28, se puede ver el dimensionamiento general de la silla:

Figura 27. Silla

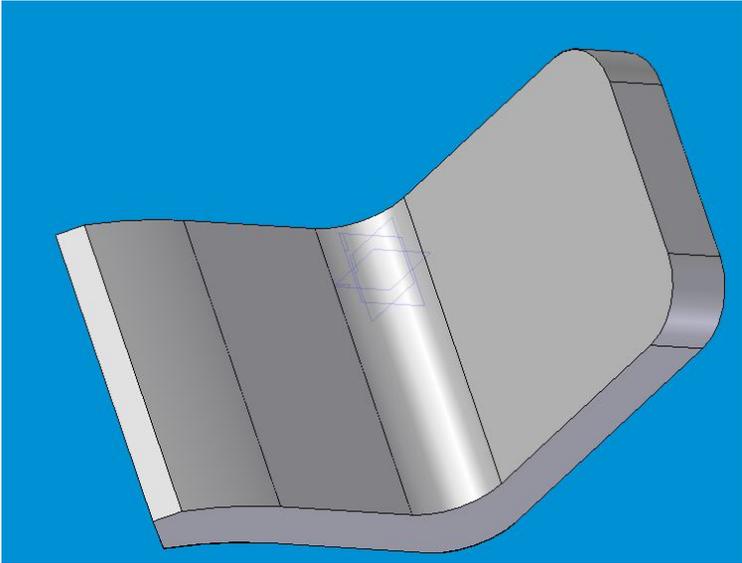


Figura 28. Vista de Frente de la Silla

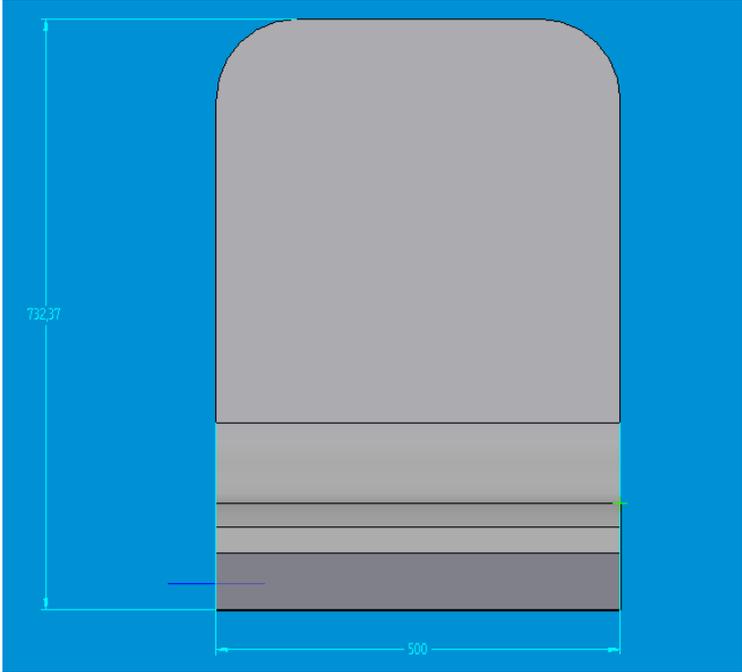


Figura 29. Vista Lateral de la Silla

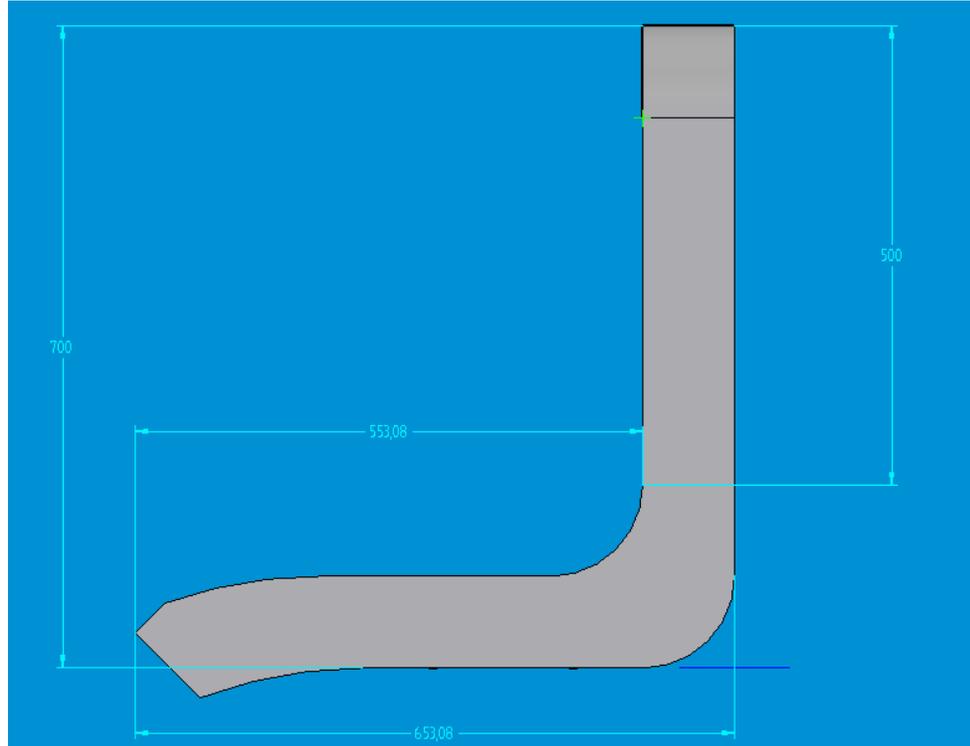
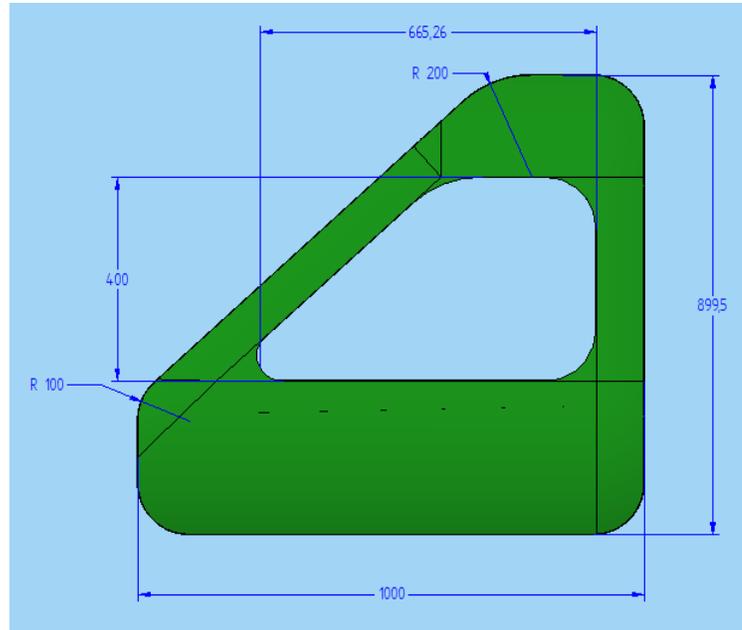


Tabla 17 Medidas de la silla.

	FT	PULG	METROS
LARGO DE LA SILLA	2,14265	25,7118	0,65308
ALTO DE LA SILLA	2,40279	28,8335	0,73237
ANCHO DE LA SILLA	1,64042	19,685	0,5

El autogiro cuenta con una puerta principal al lado derecho para la entrada y la salida de la cabina como se puede ver en la figura 30.

Figura 30. Puerta



La visión que va a tener el piloto dentro de la cabina va hacer excelente debido a que tiene un gran margen de espacio y Angulo hacia todas las direcciones que se desee observar, sin tener ningún tipo de limitación hacia los tres ejes x-y-z.

**4.5.3 Aerodinámica de la cabina.** Se debe aplicar la siguiente fórmula:

$$\left( \frac{L_F}{D_F} \right) \quad (25)$$

Donde:

$L_F$  = Largo de la cabina.

$D_F$  = Diámetro de la cabina.

$$\left(\frac{L_F}{D_F}\right) = \frac{6.5503Ft}{4.5931Ft} = 1.42$$

**4.5.4 Coeficiente de drag de la cabina.** Se debe encontrar el coeficiente de drag sub-sónico con la siguiente ecuación:

$$CD_{FUS} = CD_{O-FUS} + CD_{L-FUS} \quad (26)$$

Donde:

$CD_{O-FUS}$  = Drag parasito del fuselaje (cabin zero- lift drag coefficient)

$$CD_{O-FUS} = R_{WF} * Cf_{fus} \left\{ \frac{1+60}{\left(\frac{l_f}{d_f}\right)^3} + 0,0025 \left(\frac{l_f}{d_f}\right) \right\} \frac{S_{WET_{FUS}}}{S} + CD_{bfus} \quad (27)$$

Donde:

$R_{WF}$  =: Factor de interface wing/cabin =1.0 (cabina).

$Cf_{fus}$  = Turbulent flat plate skin-friction coefficient in the cabin. (Este valor se calculará según el número de Reynolds. Con la ecuación 28.

$$RN = \frac{\rho * U * Lf}{\mu} \quad (28)$$

Donde:

$\rho$  = Densidad a nivel del mar.

$U$  = Velocidad máxima de operación.

$\mu$  = Viscosidad dinámica

$L_f$  = Largo del fuselaje

$$RN = \frac{(0.002378)(95.33)(6.5503)}{(3.78e-7)}$$

$$RN = 3928355.967$$

Se necesita sacar la velocidad de operación máxima en mach:

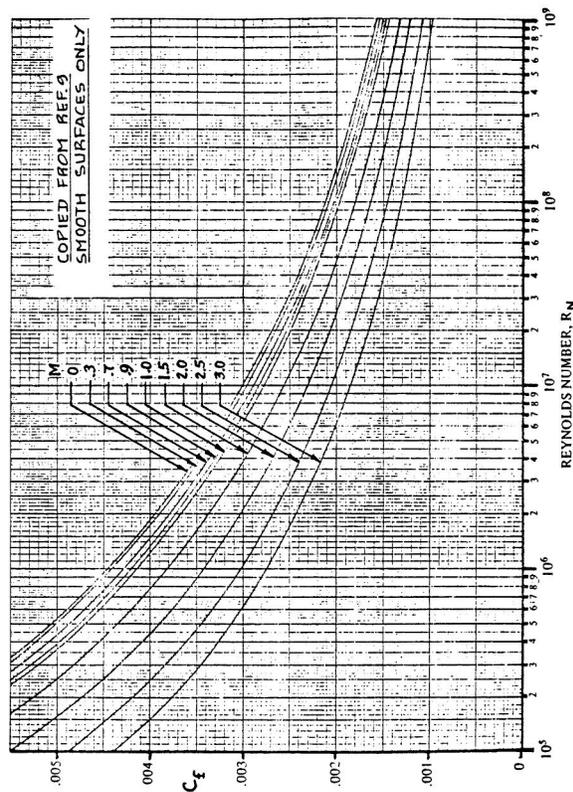
$$1\text{mach} = 340.3\text{m} / \text{seg}.$$

$$\text{vel max} = 28.98032\text{m} / \text{seg}$$

$$\text{vel max} = 0.008516\text{mach}.$$

Dirigiéndose a la figura 31 se puede determinar el valor de  $C_f$

Figura 31. Números Reynolds



Fuente. Jam Roskam.Tomo IV

$$Cf_{fus} = 0.0037$$

$$Df = 4.59318Ft$$

Se debe conocer el área máxima de cabina, ésta se consigue aplicando la siguiente fórmula.

$$Df = \sqrt{\frac{4}{\pi} Sfus} \quad (29)$$

$$Sfus = \frac{Df^2 * \pi}{4}$$

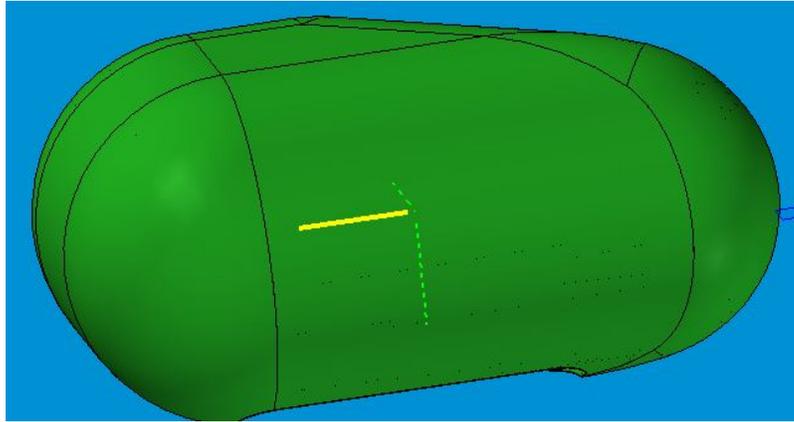
$$Sfus = \frac{4.59318^2 * \pi}{4}$$

$$Sfus = 16.56Ft^2$$

El diámetro de la base del fuselaje depende de área máxima del fuselaje como se muestra en la ecuación 30.

$$d_b = \sqrt{\frac{4}{\pi}} (S_{BFUS}) \quad (30)$$

Figura 32. Área Mojada de Cabina



Donde  $S_{bfus}$ :  $8.045ft^2$

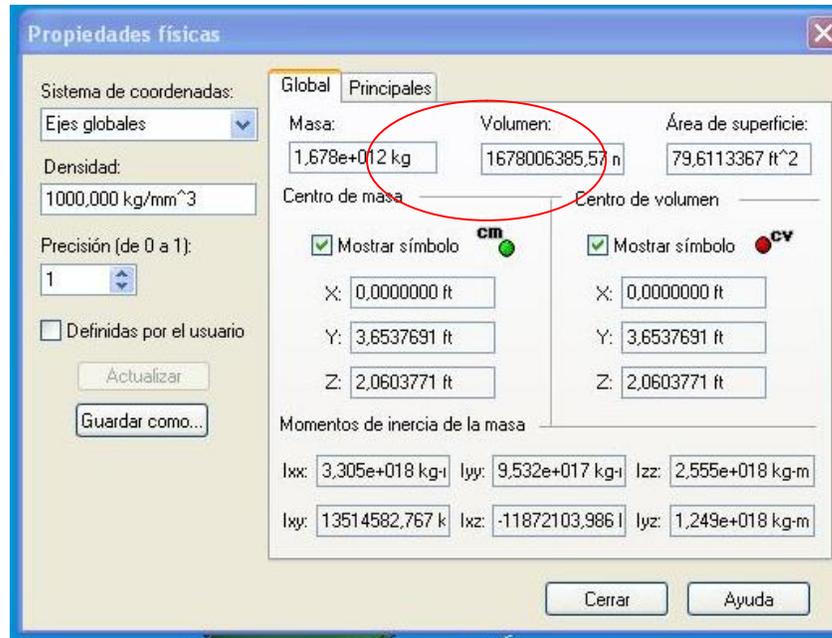
$$d_b = 3.2005 ft$$

$$S = 684.94 ft^2$$

En la figura 33, se observa el área mojada del fuselaje, que fue diseñado en solid-edge, este programa nos da una opción para poder considerar el área mojada que es la que se muestra en la circunferencia de la tabla.

$$S_{WET_{FUS}} = 79.6113367 FT^2$$

Figura 33. Área de la Cabina



Conociendo todos los valores se puede calcular:

$$C_{DOFUS -BASE} = \left[ (R_{WF})(CF_{FUS}) \left[ 1 + (60 / (L_F / D_F))^3 \right] + ((0,0025)(L_F / D_F))(S_{WETFUS} / S) \right]$$

Tabla 18. Parámetros de Cabina

Rwf=	1
Cffus=	0,0037
Lf/Df	1,42
Swet fus=	79,6113
S=	684,94
CDO-fus-base=	0,008123324

$$CD_{bfus} = \left[ 0,029 \left( \frac{d_b}{d_f} \right)^3 / \left\{ (CD_{ofus-base}) \left( \frac{S}{S_{fus}} \right) \right\}^{1/2} \right] (S_{fus} / S) \quad (31)$$

Tabla 19. Coeficientes de Cabina

Df	4,5931
Db	3,2005
CDO-fus- base=	0,008123324
S=	684,94
Sfus	16,56
CDBfus	0,000353009

$$CD_{O-FUS} = R_{WF} * C_{f_{fus}} \left\{ \frac{60}{\left(\frac{1_f}{d_f}\right)^3} + 0,0025 \left(\frac{1_f}{d_f}\right) \right\} \frac{S_{WET_{FUS}}}{S} + CD_{bfus} \quad (32)$$

Tabal 20. Coeficientes de Cabina

Rwf=	1
Cfus=	0,0037
Lf/Df	1,42
Swet fus=	79,6113
S=	684,94
CDBfus	0,000353009
Cdofus	0,009366306

**4.5.5 Coeficiente de drag de la cabina debido al lift.** Para hallar el coeficiente de la cabina debido al lift se debe tener en cuenta la siguiente ecuación.

$$CD_{L_{fus}} = \frac{2\alpha^2 S_{b_{fus}}}{S} + \frac{nc_{d_c} \alpha^3 S_{plf_{fus}}}{S} \quad (33)$$

De la ecuación 33, podemos saber lo siguiente:

$\alpha$  = Es el Ángulo de ataque del autogiro deportivo monoplaça.

En el caso de los autogiros, este valor no se puede determinar matemáticamente como en otras aeronaves debido a que el ángulo de ataque del rotor es independiente de la cabina. Pero se puede afirmar o asegurar por medio de datos

experimentales que para los autogiros este ángulo tiene un rango que es el siguiente.

$$\alpha = -10^\circ \text{ hasta } 10^\circ$$

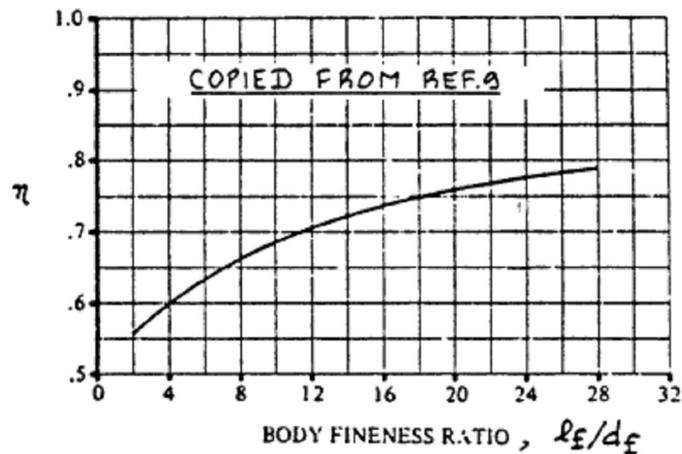
Rango obtenido parte XI capítulo IV del libro de Roskam.

$n$  = Es la relación del drag de un cilindro finito y uno infinito.

Par poder hallar este valor se debe tener en cuenta la relación de  $\frac{l_f}{d_f}$  para sacar el valor de  $n$  de la figura 34 que se encuentra en la parte XI capítulo IV de el libro de Roskam.

$$\left( \frac{L_F}{D_F} \right) = \frac{6.5503 Ft}{4.5931 Ft} = 1.42 .$$

Figura 34. Relación de Longitud y Diámetro de la Estructura



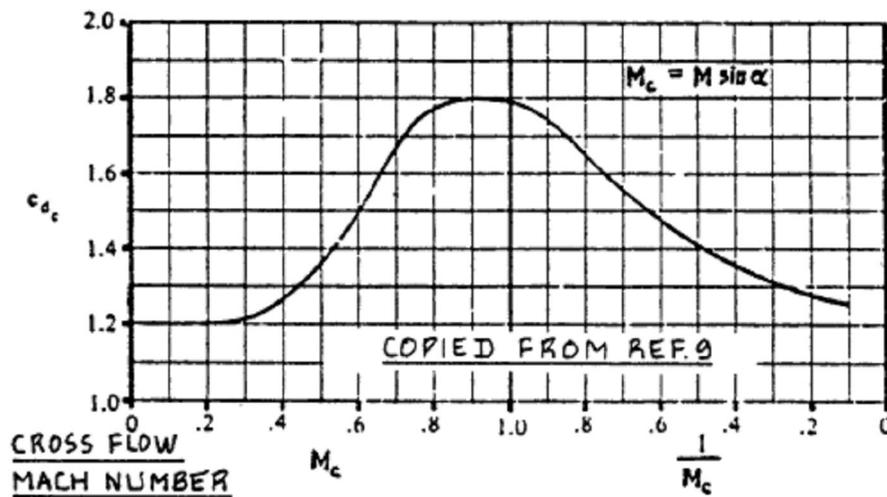
Fuente Jam Roskam Tomo IV.

$$n = 0.57$$

$C_{d_c}$  = Dato experimental del drag producido por el flujo en estado estático.

Según la relación que podemos observar en la siguiente grafica.

Figura 35. Numero de Mach



Fuente Jam Roskam Tomo IV.

Conociendo el valor de el  $M=0.08516$  y el valor mínimo y máximo de el  $\alpha$  se puede hallar el  $C_{d_c}$

$$M_c = M \sin \alpha$$

$$M_c = 0.08516 \sin 10 = 0.014$$

$$M_c = 0.08516 \sin -10 = -0.014$$

Se sabe que el valor de  $M_c$  va hacer siempre menor que 0.2 entonces se concluye que;

$$C_{d_c} = 1.2$$

$S_{plf_{fus}}$  = Área superior de la cabina.

Para poder hallar el área superior de la cabina se llevó a cabo un proceso parecido con el que se halló el área mojada de la cabina, como la cabina se encuentra en soli-edge, lo que se hizo fue poner la cabina en vista superior y así hallar el área que se necesitaba el resultado se puede observar en la figura 36.

$$S_{plf_{fus}} = 18.9631 \text{ FT}^2$$

Figura 36. Área de la cabina.

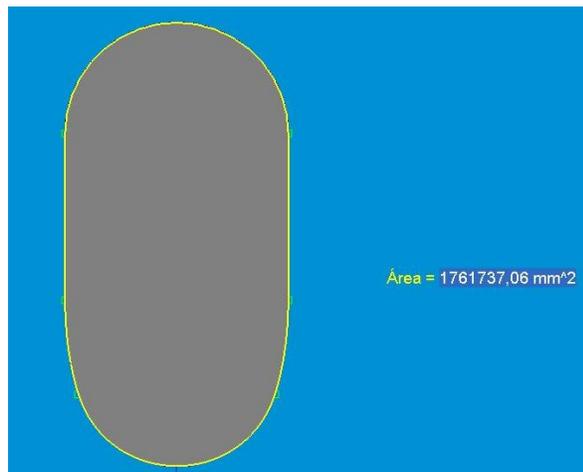


Tabla 21. Parámetros de Coeficientes de Cabina

grados $\alpha$	radianes $\alpha$	$CD_{L_{fus}}$	$Cdfus$
-10	-0,17453289	0,000614899	0,00998121
-9	-0,1570796	0,000506224	0,00987253
-8	-0,13962631	0,000406423	0,00977273
-7	-0,12217302	0,000316101	0,00968241
-6	-0,10471973	0,000235862	0,00960217
-5	-0,08726644	0,00016631	0,00953262
-4	-0,06981316	0,000108049	0,00947436
-3	-0,05235987	6,16838E-05	0,00942799
-2	-0,03490658	2,78177E-05	0,00939412
-1	-0,01745329	7,05512E-06	0,00937336
0	0	0	0,00936631
1	0,01745329	7,25648E-06	0,00937356
2	0,03490658	2,87239E-05	0,00939503
3	0,05235987	6,52076E-05	0,00943151
4	0,06981316	0,000117211	0,00948352
5	0,08726644	0,000185338	0,00955164
6	0,10471973	0,000270194	0,0096365
7	0,12217302	0,000372381	0,00973869
8	0,13962631	0,000492504	0,00985881
9	0,1570796	0,000631168	0,00999747
10	0,17453289	0,000788976	0,01015528

**4.5.6 Drag del tren de aterrizaje.** Para calcular la resistencia aerodinámica del tren de aterrizaje se debe tener en cuenta las ruedas del autogiro deportivo monoplaza y por su puesto la estructura de los trenes de aterrizaje. Para poder calcular esta resistencia aerodinámica se baso en la parte VI del libro de Jam Roskam, donde se propone lo siguiente.

$$CD_{gear} = \sum \frac{\{(C_{D_{gearo}})_i + p_i C_L\} (S_{gear})_i}{S} \quad (34)$$

En donde:

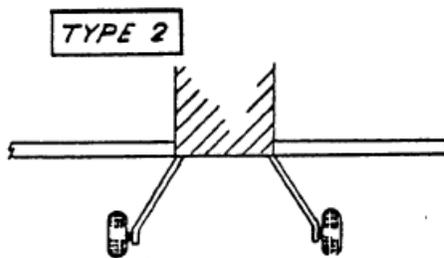
$CD_{gearo}$  = El coeficiente de drag parasito.

$S_{gear}$  = Área de referencia de las llantas.

$p$  = Factor de variación de drag del tren de aterrizaje respecto al  $C_L$

Para el tren principal del autogiro deportivo monoplaza se usa la figura 37.

Figura 37. Configuración del Tren



Without wheel fairing :  $C_D=0.565$

With fairing type B :  $C_D=0.54$

With fairing type C :  $C_D=0.49$

Fuente Jam Roskam Tomo IV.

Para el caso del autogiro deportivo monoplaza se usa:

$$CD_{main-gear-o} = 0,565$$

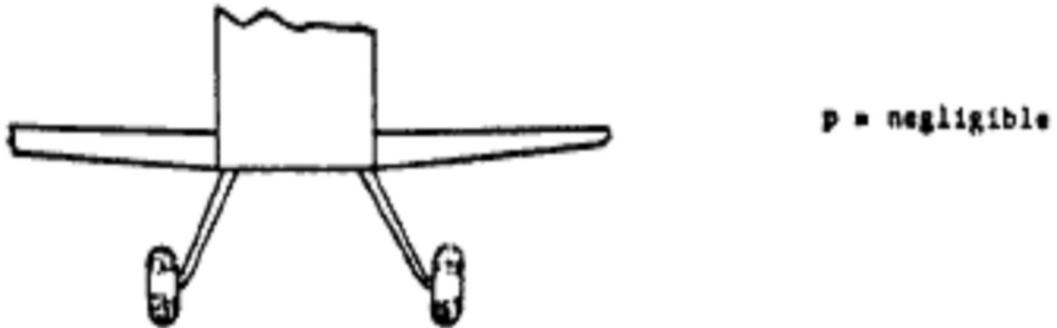
El área de referencia se toma como el área de las rudas por consiguiente queda así

$$S_{main-gear-o} := 2 (12 \times 5) \text{ in}$$

$$S_{main-gear-o} := 120 \text{ in}^2$$

El  $p$  es despreciable en los trenes fijos.

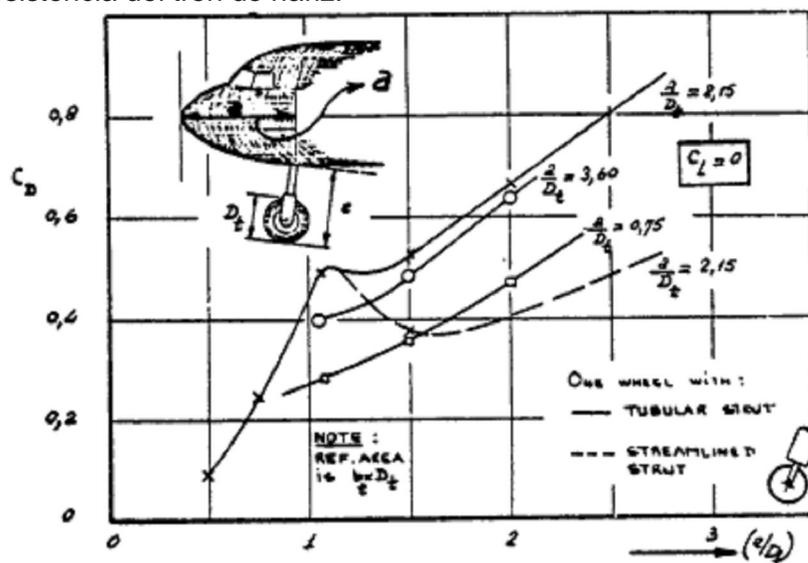
Figura 38. Fuerza Aplicable del Tren



Fuente Jam Roskam Tomo IV.

Para el tren de nariz se realiza lo siguiente.

Figura 39. Resistencia del tren de nariz.



Fuente Jan Roskam Tomo IV.

De la figura 39, se conoce esta fracción:

$$\frac{e}{Dt} = \frac{0.5m}{0.3047} = 1.44$$

Donde:

$$CD_{nose-gear-o} = 0.35$$

El área para una sola llanta es la siguiente:

$$S_{nose-gear} = 60in^2$$

En el tren de nariz la variación de drag (p) se calcula así:

$$p = -0.25Cd_{nose-gear-o}$$

$$p = -0.0875$$

Donde

$$Cd_{gear} = 0,006$$

**4.5.7 Drag del empenaje.** Para poder encontrar la resistencia o el drag generado por el empenaje lo que debemos hacer es tomar por separado el estabilizador horizontal y el estabilizador vertical para poder usar el método que venimos trabajando de Jan Roskam.

Para esto se debe tener en cuenta la tabla 22, que son las características del perfil aerodinámico que se escogieron para los estabilizadores.

Tabla 22. Parámetros del Perfil del Empenaje

PERFIL ESCOGIDO PARA EMPENAGE		
NACA 0009		
Airfoil Data for NACA 0009		
$\alpha_0$	0	Deg
$C_{m0}$	0	
$C_l\alpha$	0,109	deg <sup>-1</sup>
a.c.	25	%c
$\alpha_{Clmax}$	13,4	Deg
$C_{lmax}$	1,32	
$\alpha^*$	11,4	Deg
$C_{l_{desh}}$	0,2	
$\alpha$	2	deg.
eh	0,5	

**4.5.7.1 Estabilizador horizontal.** Para calcular la resistencia que nos genera el estabilizador horizontal, se debe tomar o usar el mismo método con el que sacamos la resistencia de la cabina. Por tal motivo debemos tener en cuenta el siguiente concepto para poder hallar esta resistencia.

$$C_{D_h} = C_{D_{oh}} + C_{D_{lh}} \quad (35)$$

Donde:

$$C_{D_{oh}} = \text{Coeficiente de drag parasito del estabilizador horizontal.}$$

$C_{D_{lh}}$  = Coeficiente de drag inducido del estabilizador horizontal.

Para poder determinar la magnitud del coeficiente de drag parasito se aplicara la ecuación 36.

$$C_{D_{oh}} = (R_{wf})(R_{lsh})(C_{fh})\{1 + [(L')(t/c_h)] + [100(t/c_h)^4]\}(S_{weth}/S) \quad (36)$$

En donde:

$R_{lsh}$  = Factor de corrección de la superficie de sustentaron.

$C_{fh}$  = Coeficiente de fricción de rugosidad de la superficie plana del estabilizador horizontal.

$L'$  = Parámetro de ubicación del espesor máximo del perfil.

$t/c_h$  = Relación de espesor definido a la cuerda media geométrica del estabilizador horizontal.

$S_{weth}$  = Área mojada del estabilizador horizontal.

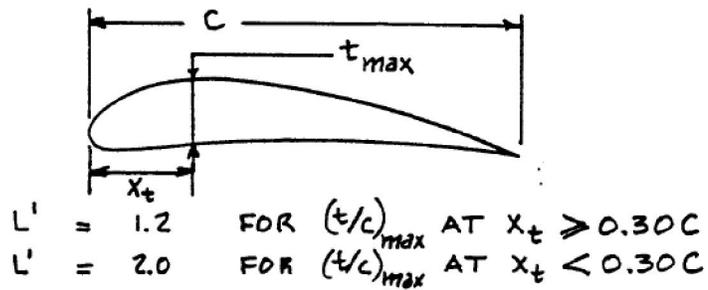
Para poder hallar el primer factor de la ecuación 36 que es el factor de corrección de la superficie de sustentación  $R_{lsh}$ , este valor está en función del ángulo de flechamiento del perfil y el número mach. Según estos valores este factor es:

$$R_{lsh} = 1.08.$$

Para el coeficiente de fricción de rugosidad de la superficie plana del estabilizador horizontal se manejan los mismos valores que se tomaron para sacar la resistencia del fuselaje.

$$C_{fh} = 0.00263$$

Figura 40. Espesor para perfil NACA 0009



Fuente Jam Roskam Tomo IV.

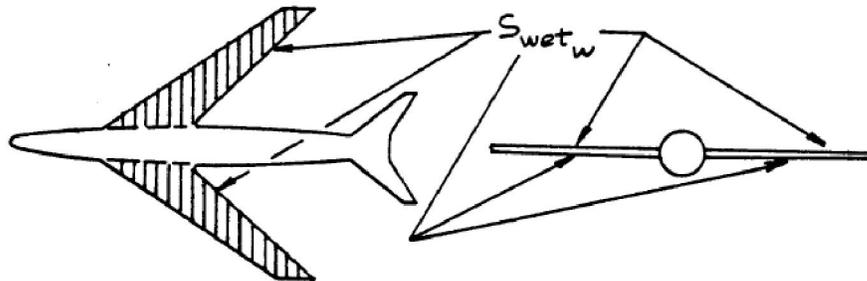
De la figura 40 y la tabla 3, del perfil naca 0009 podemos hallar los siguientes valores:

$$L' = 1.2$$

$$t/c_h = 0.09$$

Para el área mojada del estabilizador horizontal se observa la figura 41

Figura 41. Área mojada de una aeronave.



Fuente Jam Roskam Tomo IV.

$$S_{weth} = 0.8m^2$$

Al tener todos estos valores se puede obtener el coeficiente de drag parasito del estabilizador horizontal.

Tabla 23. Parámetros de coeficientes del estabilizador Horizontal

Rwf=	1
Rlsh=	1,08
Cfh=	0,00263
L'=	1,2

t/ch=	0,09
Sweth=	0,8
S=	0,39
$C_{D_{oh}}$	0,00073057

Coeficiente de drag inducido del estabilizador horizontal.

$$C_{D_{ih}} = \left[ \frac{(C_{Lh})}{\pi(A_h)(e_h)} \right] \left( \frac{S_h}{S} \right) \quad (37)$$

En donde se tienen los siguientes parámetros.

$C_{LH}$  = Coeficiente de lift del estabilizador horizontal.

$e_h$  = Eficiencia de OSWALD.

La eficiencia de oswald para el empenaje va a ser igual a:

$$e_h = 0.75$$

El coeficiente de lift está dado por:

$$C_{Lh} = C_{L\alpha h} (\alpha_h - \alpha_{oh}) \quad (38)$$

En donde:

$C_{L\alpha h}$  = Pendiente de la curva de lift del estabilizador horizontal.

$\alpha_h$  = Ángulo de ataque del estabilizador horizontal.

$\alpha_{oh}$  = Ángulo de ataque para o lift.

La pendiente de la curva de lift del estabilizador horizontal se halla de la siguiente manera.

$$C_{L_{ah}} = \frac{2\pi(AR_h)}{\left[2 + \left[\frac{(AR_h^2)(\beta^2)}{(K_h^2)}\right] \left[1 + \frac{(\tan^2 \Lambda_{h_{c/2}})}{(\beta^2)}\right] + 4\right]^{1/2}} \quad (39)$$

Donde:

$$\beta = (1 - M^2)^{1/2} \quad (40)$$

$K_h$  = Comportamiento curva de lift.

$\Lambda_{h_{c/2}}$  = Ángulo flechamiento del estabilizador horizontal en la mitad de la curva.

De esta manera se empieza a desglosar la ecuación 40 para sacar los siguientes valores.

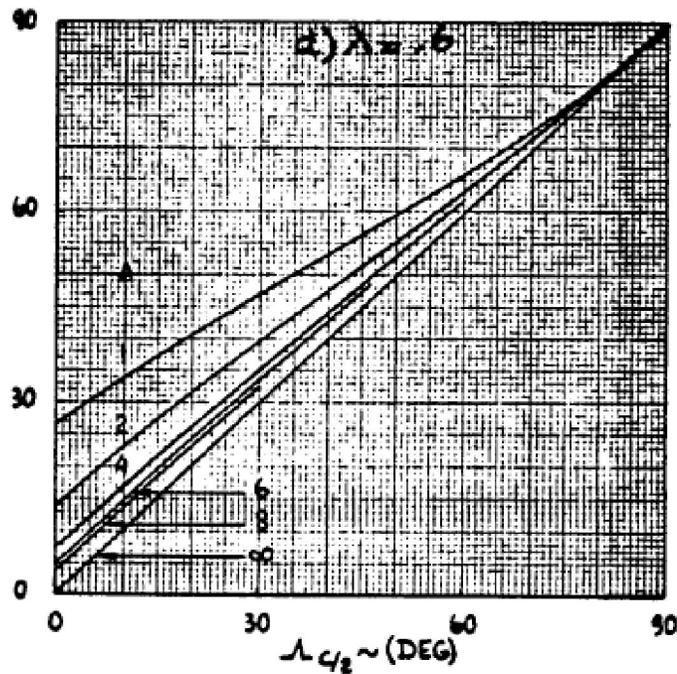
$$\beta = (1 - M^2)^{1/2}$$

$$\beta = (1 - ((0,1)^2))^{1/2}$$

$$\beta = 0,9939$$

Se debe tener en cuenta la figura 42, para poder hallar lo demás valores planteados.

Figura 42. Ángulo de flechamiento del borde de ataque vs el ángulo de flechamiento en la mitad de la cuerda



Fuente. Jam Roskam

El factor de comportamiento de la curva de lift está dado por la ecuación 41.

$$K_h = \frac{[(C_{l_{ch}})_{M=1}]}{[(2\pi)(\beta)]} \quad (41)$$

$[(C_{l_{ch}})_{M=1}]$  = Coeficiente de lift del estabilizador horizontal a  $M=1$   
se mira la siguiente relación

$$(C_{l_{\alpha}})_{atM=1} = \frac{[(C_{l_{\alpha}})_{atM=0}]}{(1 - M^2)^{1/2}} \quad (42)$$

Y se obtienen lo siguiente.

$$(C_{l_{\alpha}})_{atM=0,1} = \left[ \frac{0,109 \text{ deg}^{-1}}{(1 - (0,1)^2)^{1/2}} \right]$$

$$(C_{l_{\alpha}})_{atM=0,1} = 0.109549$$

Con lo anterior se halla el valor  $K_h$  de la fórmula 41, obteniendo lo siguiente:

$$K_h = \frac{[0.109549]}{[(2\pi)(0.9939)]}$$

$$K_h = 0.01754$$

Como el estabilizador horizontal no tiene flecha miento este ángulo es igual a 0.

$$\Lambda_{h_{c/2}} = 0$$

Con estos valores se puede hallar la ecuación 43.

$$C_{L_{ah}} = \frac{2\pi(AR_h)}{\left[2 + \frac{[(AR_h^2)(\beta^2)]}{[(K_h^2)[1 + (\tan^2 \Lambda_{h_{c/2}})/(\beta^2)]] + 4}\right]^{1/2}} \quad (43)$$

Donde de esta ecuación se obtiene lo siguiente:

$$C_{L_{ah}} = \frac{2\pi(4)}{\left[2 + \frac{[(4)(0.9939^2)]}{[(0.01754^2)[1 + (\tan^2 0)/(0.9939^2)]] + 4}\right]^{1/2}}$$

$$C_{L_{ah}} = 0,003959 \text{ deg}^{-1}$$

El ángulo de ataque del estabilizador, es el mismo que el del autogiro deportivo monoplaza. Por esa razón se debe seguir la siguiente ecuación.

$$\alpha_h = \alpha(1 - \delta_E / \delta_a) + i_n \quad (44)$$

En donde:

$\delta_E / \delta_\alpha$  = Variación del downwash respecto al ángulo de ataque.

El efecto de downwash en una aeronave de ala rotativa como la del autogiro monoplaza deportivo se considera nulo.

La incógnita que quedaría haciendo falta es la del  $\alpha_{oh}$  = Ángulo de ataque para o lift. El cual depende del ángulo de Twist de la superficie, por esta razón este término se convierte en 0 ya que el autogiro deportivo monoplaza en sus superficies tiene ángulo de Twist.

Por lo anterior ya se reemplaza lo siguiente:

$$C_{Lh} = C_{Lch} (\alpha_h - \alpha_{oh})$$

$$C_{Lh} = 0,003959 \text{ deg}^{-1} (\alpha_h - 0)$$

Con esta ecuación indicada se puede realizar la tabla de coeficiente de drag del estabilizador horizontal para los diferentes ángulos usados anteriormente.

Tabla 24. Coeficiente de drag del estabilizador horizontal.

DRAG HORIZONTAL	
Sw/S	0,02739
100(t/Ch)^4	0,006561
L(T/Ch)	0,108
Rwf=	1
Rlsh=	1,08
Cfh=	0,00263
CD0	0,0000867112
CDL	0,001564917

CDhT	0,0016516287
------	--------------

**4.5.7.2 Estabilizador Vertical.** Para este estabilizador solo se necesita hallar el drag parasito, debido a esto se debe conocer los diferentes valores de la ecuación 45.

$$C_{Dv} = (R_{wf})(R_{lsv})(C_{fv})\{1 + [(L')(t/c_v)] + [100(t/c_v)^4]\}(S_{weth-v}/S) \quad (45)$$

En donde:

$R_{lsv}$  = Factor de corrección de la superficie de sustentaron.= (1)

$C_{fv}$  = Coeficiente de fricción de rugosidad de la superficie plana del estabilizador vertical = (0,00263)

$L'$  = Parámetro de ubicación del espesor máximo del perfil= (1,2).

$t/cv$  = Relación de espesor definido a la cuerda media geométrica del estabilizador vertical = (0,009).

$S_{weth-v}$  = Área mojada del estabilizador horizontal.

$R_{lsv}$  = (1.08)

Tabla 25. Coeficiente de drag del estabilizador vertical.

DRAG VERTICAL	
Sw/S	0,03219
100(t/Ch)^4	0,006561
L(T/Ch)	0,108
Rwf=	1
Rlsh=	1,08
Cfh=	0,00263
CD0	0,0001019071
CDL	0,001564917
CDVT	0,0016668246

**4.5.8 Resistencia total de autogiro deportivo monoplaza.** Para poder hallar la resistencia total de ele autogiro deportivo monoplaza se debe basar en todos los cálculos hallados anteriormente donde se iban hallando la resistencia de las diferentes partes del autogiro que nos estaban generando resistencia al avance En la tabla 26, se pude observar un resumen de todos los coeficientes de drag de las diferentes superficies que generaban resistencia al avance.

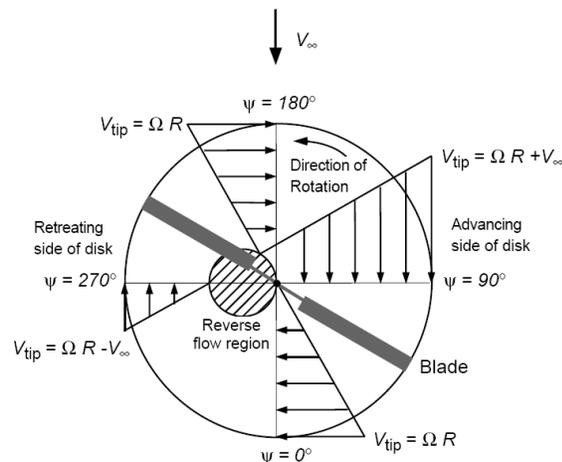
Tabla 26. Coeficiente de drag total

Vel	DPcabina	DProtor	DPlg	DPmastil	DPempenaje	DT (SLUGS)
35	1,11301814	0,00927571	0,00739769	0,00167521	0,04577723	1,177143977
40	1,45373798	0,01211521	0,00966229	0,00218803	0,05979066	1,537494174
45	1,83988714	0,01533331	0,01222884	0,00276922	0,07567256	1,945891064
50	2,2714656	0,01893002	0,01509733	0,00341879	0,09342291	2,402334647
60	3,27091046	0,02725922	0,02174015	0,00492306	0,134529	3,459361892
70	4,45207258	0,03710283	0,02959076	0,00670083	0,18310891	4,708575909
80	5,81495194	0,04846084	0,03864916	0,00875211	0,23916266	6,149976697
90	7,35954854	0,06133325	0,04891534	0,01107688	0,30269024	7,783564257
<b>95,33</b>	<b>8,25705812</b>	<b>0,06881295</b>	<b>0,05488065</b>	<b>0,01242773</b>	<b>0,33960383</b>	<b>8,732783276</b>
100	9,0858624	0,07572006	0,06038931	0,01367516	0,37369165	9,609338589
110	10,9938935	0,09162127	0,07307107	0,01654695	0,4521669	11,62729969
120	13,0836419	0,10903689	0,08696061	0,01969224	0,53811598	13,83744757

## 4.6 CONFIGURACIÓN DE AUTO-ROTACIÓN

**4.6.1 Velocidad rotacional en las palas del rotor.** Después de haber determinado la velocidad rotacional del diseño, y como este actúa a las diferentes velocidades en las que actúa el autogiro. Ahora se debe considerar como se lleva a cabo el efecto de la zona de flujo reverso y si está dentro de los límites normales de funcionamiento para tener un buen rendimiento en el diseño.

Figura 43. Zona de flujo reverso en la pala en retroceso



Fuente: Development of the autogiro: A Technical Perspective. J Gordon Leishman

Donde según lo indicado en la figura 43, se puede calcular la velocidad total en cada sección de las palas del rotor; donde se tiene que la velocidad para la pala que se encuentra en avance es:

$$V_{tip\ adv} = (\Omega * Rr) + V_{aire} \quad (46)$$

Y donde se puede ver también la velocidad de la pala cuando está en retroceso, que es:

$$V_{tip\ ret} = (\Omega * Rr) - V_{aire} \quad (47)$$

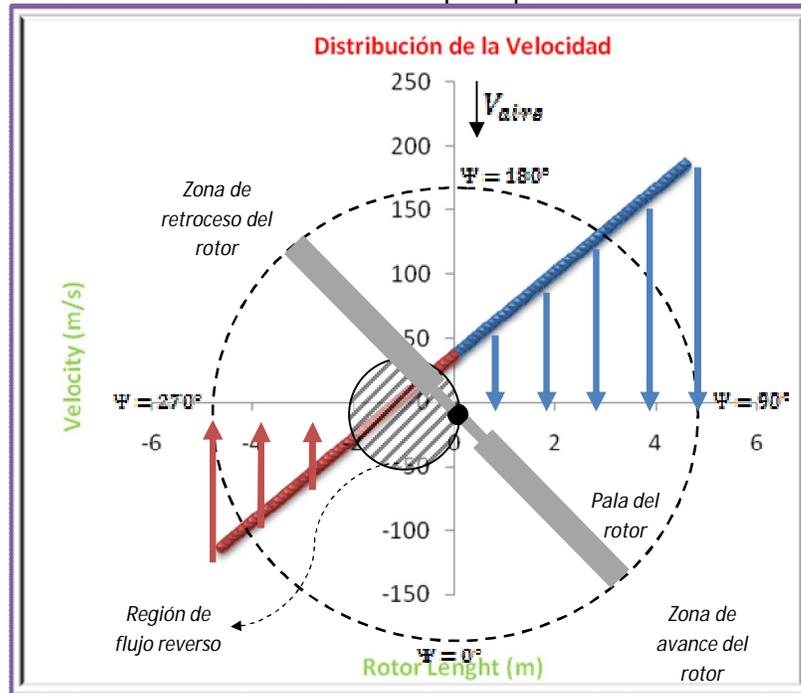
Donde con las ecuaciones 46 y 47, se puede tener para el diseño de la pala lo siguiente:

Tabla 27, Velocidad de avance y retroceso a lo largo de la pala

<b>Rr (ft)</b>	<b>Vadv (ft/sg)</b>	<b>Vret (ft/sg)</b>
0	95,33	-95,33
0,5	111,765	69,02
1	128,2	233,37
1,5	144,635	397,72
2	161,07	562,07
2,5	177,505	726,42
3	193,94	890,77
3,5	210,375	1055,12
4	226,81	1219,47
4,5	243,245	1383,82
5	259,68	1548,17
5,5	276,115	1712,52
6	292,55	1876,87
6,5	308,985	2041,22
7	325,42	2205,57
7,5	341,855	2369,92
8	358,29	2534,27
8,5	374,725	2698,62
9	391,16	2862,97
9,5	407,595	3027,32
10	424,03	3191,67

En la figura 44 se puede hacer la visualización de cómo sería el comportamiento de los valores de la tabla 27.

Figura 44, Distribución de la velocidad del rotor principal



Fuente: Development of the autogiro: A Technical Perspective. J Gordon Leishman

Como se puede observar en la figura 44, la zona de flujo se encuentra en toda la parte del rotor, en la zona de retroceso de la pala, y nos muestra que no tiene una magnitud muy elevada que nos pueda causar desequilibrio en el rotor.

**4.6.2 Disposición de la sustentación en el rotor.** Al igual que para una configuración de ala fija, en el diseño de el autogiro es de gran importancia la determinación de la variación de la sustentación a lo largo de La pala, ya que esta varía desde la raíz hasta la punta donde se ve un aumento de esta variación a mitad que se desplaza en este sentido, debido a la diferencia de velocidades que podemos ver en la punta con respecto a las de la raíz. Donde también debemos tener en cuenta otros factores como la vorticidad en la punta, el desprendimiento del flujo laminar y otros que podemos llegar a ver que nos afectan para La determinación de la sustentación a lo largo del rotor del autogiro.

Para la determinación de la sustentación, se debe primero calcular el ángulo de ataque al que va a trabajar para lograr la sustentación necesaria para poder tener una elevación adecuada. Estos ángulos requeridos son necesarios para poder cumplir con la siguiente igualdad:

$$L = W_{TO} \quad (48)$$

Donde se puede iniciar de la siguiente ecuación:

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

$$L_r = \frac{1}{2} \rho * V_r^2 * S_r * C_{Lr} \quad (49)$$

Donde de estas ecuación y según la Figura 49, se puede hacer el reemplazo de  $C_L$  en términos de la pendiente de la curva, y el ángulo de ataque ( $\alpha$ ). Donde podemos también hacer el reemplazo de la velocidad del rotor ( $V_r$ ) según las ecuaciones 46 y 47.

La otra variable sería la del área del rotor ( $S_r$ ), donde para las palas se puede decir que sería igual a la de un rectángulo donde los lados estarían representados por el diámetro del rotor ( $D_r$ ) y la cuerda de la pala ( $C_r$ ). Y de aquí se puede decir lo siguiente:

$$L_r = \frac{1}{2} \rho [(\Omega_r * R_r) + V_{aire}]^2 (C_r * D_r) (a_r * \alpha_r) \quad (50)$$

Donde se puede hacer el despeje del ángulo de ataque del rotor de esta ecuación para obtener lo siguiente:

$$\alpha_r = \frac{2W_{TO}}{(\rho * a_r) [(\Omega_r * R_r) + V_{aire}]^2 (C_r * D_r)} \quad (51)$$

Para encontrar la pendiente de la curva del coeficiente de sustentación para el rotor, se determina de la siguiente forma:

$$a_r = \frac{a_0}{1 + \left[ \frac{(57,3)(a_0)}{(\pi e A)} \right]} \quad (52)$$

Para poder desarrollar la ecuación 52, se puede hacer la consideración del coeficiente de Drag inducido ( $C_{Di}$ ), que es:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e A} \quad (53)$$

Para los diseños de autogiros se ha determinado que:

$$\frac{C_L^2}{C_{Di}} = 4$$

Por lo tanto se tiene que:

$$\pi e A = 4$$

Ya con estos valores y los valores que el perfil NACA 8H12 en los cuales se obtiene la pendiente de la curva de sustentación, se halla la pendiente que tendría el rotor según la ecuación 52, para obtener lo siguiente:

$$a_r = \frac{0,1028}{1 + \left[ \frac{(57,3)(0,1028)}{(4)} \right]}$$

$$a_r = 0,04157$$

Donde según la Figura 47, y sabiendo que con otros diseños de autogiros se puede asumir el ángulo de cabeceo de la pala ( $\theta$ ) igual a 4 grados, donde se puede tener, que el ángulo del rotor al simplificado queda de la siguiente forma:

$$\phi = \alpha - 4 \quad (54)$$

Con esta ecuación y la ecuación 51, se puede encontrar el ángulo de ataque del rotor ( $\alpha_r$ ), y el ángulo de ataque inducido, a diferentes velocidades de vuelo, donde se tiene lo siguiente:

Tabla 28, Ángulo de ataque del rotor e inducidos a diferentes velocidades de vuelo

V (ft/s)	$\Omega_{\max}$ (rad/seg)	$V_{\text{tangencial}}$ (ft/s)	VT (ft/sg)	$\alpha_r$	$\phi_r$
35	58,33	583,3	618,3	2,5093	-1,4907
40	44,44	444,4	484,4	4,0882	0,0882
45	40,91	409,1	454,1	4,652	0,652
50	38,46	384,6	434,6	5,0788	1,0788
60	37,5	375	435	5,0695	1,0695
70	36,84	368,4	438,4	4,9912	0,9912
80	34,78	347,8	427,8	5,2416	1,2416
90	33,33	333,3	423,3	5,3536	1,3536
95,33	32,87	328,7	424,03	5,3352	1,3352
100	32,26	322,6	422,6	5,3714	1,3714
110	31,43	314,3	424,3	5,3284	1,3284
120	30,77	307,7	427,7	5,244	1,244

Ya con los ángulos se puede empezar a determinar la disposición de las fuerzas que se van a tener a lo largo del perfil del rotor.

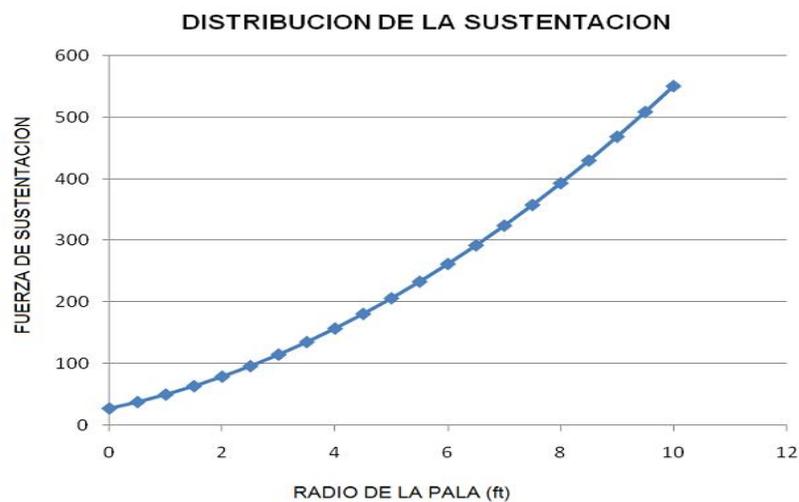
Como se ha demostrado para la generación de la mayor cantidad de sustentación en el rotor va hacer con el ángulo de azimut, donde se ve que este seria cuando la pala del rotor esta 90° con respecto a la dirección del aire; es por esto que se va a necesitar la distribución de sustentación para esta posición del rotor. Donde se utilizará la ecuación 50, donde ya con los ángulos hallados se puede hacer los reemplazos necesarios y haciendo variación en la velocidad de vuelo, se puede ver las siguientes distribuciones:

Tabla 29, Disposición de la sustentación a lo largo de la pala del rotor

Rr (ft)	Vadv (ft/sg)	Lr (slugs)
0	95,33	27,8
0,5	111,765	38,21
1	128,2	50,27
1,5	144,635	63,99
2	161,07	79,36
2,5	177,505	96,38
3	193,94	115,05
3,5	210,375	135,38
4	226,81	157,36
4,5	243,245	180,99
5	259,68	206,28
5,5	276,115	233,21
6	292,55	261,8
6,5	308,985	292,04
7	325,42	323,94
7,5	341,855	357,48
8	358,29	392,68
8,5	374,725	429,53
9	391,16	468,04
9,5	407,595	508,19
10	424,03	550

Ya con estos valores se puede hacer una demostración gráfica de cómo se distribuirá la fuerza a lo largo de la pala, donde se observa lo siguiente:

Gráfica 4. Disposición de la fuerza de sustentación a lo largo de la pala.



**4.6.3 Auto-rotación** La maniobra de rotación se definió como la rotación del rotor auto sostenida sin aplicación de potencia por parte de la planta propulsora. La potencia necesaria para mover el rotor proviene de la pérdida de energía potencial gravitatoria que produce una corriente relativa al rotor capaz de mantener la rotación de las palas. Es decir, la auto rotación se produce en vuelo de descenso. Este tipo de maniobra es fundamental en el caso de pérdida de potencia en la planta propulsiva. El piloto debe perder altura a una velocidad controlada para conseguir mantener el rotor girando y por tanto produciendo tracción. Se debe recordar que el proceso de auto rotación ocurre fundamentalmente en la zona de estela turbulenta.

En general en la maniobra de descenso de auto rotación, el análisis local de la configuración aerodinámica implica que existirán zonas:

- Productoras de potencia: la componente de fuerza tangencial al plano del rotor es en el sentido de la rotación.
- Consumidoras de potencia: la componente de fuerza tangencial al plano del rotor es contraria al sentido de la rotación.

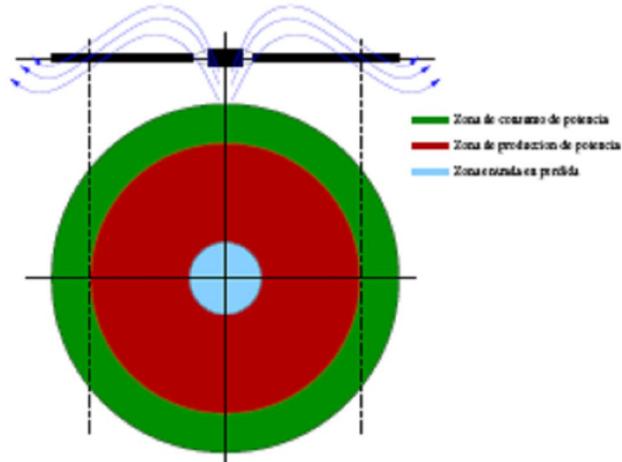
En general existirán dos secciones cuyo ángulo de entrada de corriente será tal que sólo existirá componente de tracción y la componente de fuerza tangencial será nula. El balance global entre las zonas productoras de potencia y las consumidoras de potencia implicará una potencia neta nula.

En general, los ángulos de entrada de corriente son mayores en la zona de la raíz de la pala, mientras que en la punta son menores. Por tanto:

- Zona interiores de la pala presentan ángulos de ataque grandes y la sustentación se orienta en la misma dirección que la velocidad de rotación por lo que esta zona produce potencia.
- Zona de punta de pala presenta ángulos de ataque pequeños y la sustentación se orienta en la dirección opuesta a la velocidad de rotación por lo que esta zona consume potencia.

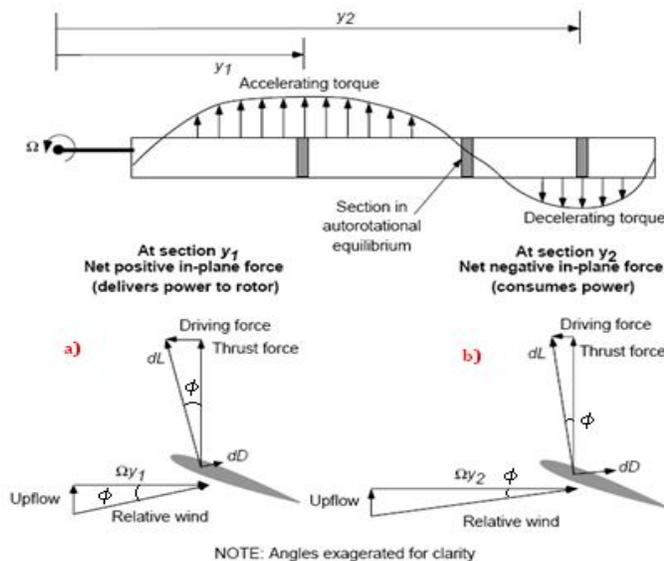
Estas zonas son mostradas en la figura 45. Donde se observa la actuación del viento y como es el comportamiento de este, en las palas del autogiro.

Figura 45, diagrama de zonas de las palas



Fuente. Universidad de Sevilla, Ingeniería Aeroespacial. Diplomado en rotores 2005

Figura 46, Secciones de aceleración y desaceleración en una pala en auto-rotación



Fuente: Development of the autogiro: A Technical Perspective. J Gordon Leishman.

En la condición de auto-rotación el par neto comunicado por esta configuración es nulo. La velocidad de rotación del rotor se ajustará hasta alcanzar el equilibrio entre las fuerzas de inercia de rotación y las fuerzas aerodinámicas. Sección característica en auto-rotación: es la sección en la que debido a la configuración aerodinámica local, las fuerzas aerodinámicas sólo producen tracción y la fuerza tangencial es nula y por tanto esta sección ni consume ni produce potencia al rotor.

Caracterización de la sección de auto rotación:  
 Considerando  $dFT = 0$

$$dFT = dL\Phi_a - dD = 0 \quad (55)$$

$$\Phi_a = dD/dL = C_d/C_l \quad (56)$$

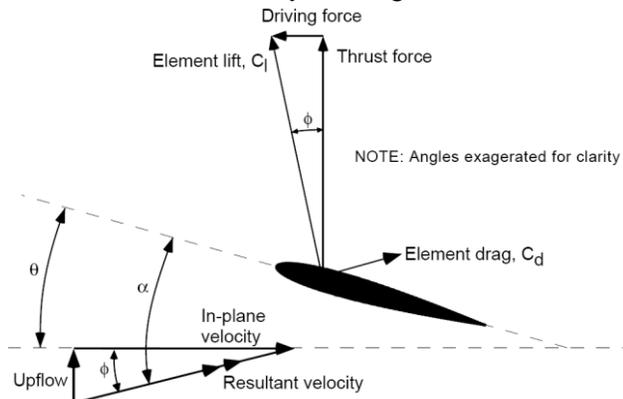
Por tanto, el paso colectivo para obtener la condición de auto-rotación vendrá determinado por:

$$\alpha_a = \theta_a + \Phi_a \quad (57)$$

$$\alpha_a = \theta_a + C_d/C_l \quad (58)$$

Para realizar este procedimiento, se necesita analizar la Figura 47, en donde se pueden encontrar los diferentes aspectos que gobiernan esta situación de auto-rotación.

Figura 47, Comportamiento de las fuerzas y los ángulos



Fuente: Development of The Autogiro: A Technical Perspective. J Gordon Leishman

Donde se observa los siguientes ángulos:

- $\Theta$  – Ángulo de cabeceo (pitch) de la pala
- $\alpha$  – Ángulo de ataque aerodinámico
- $\Phi$  – Ángulo de ataque inducido

Donde se tiene que:

$$\phi = \alpha - \theta \quad (59)$$

$$(D - \phi L) = 0 = C_d - \phi C_l \quad (60)$$

Donde al combinar estas dos ecuaciones, se obtiene la ecuación 61, que es la que determina la condición de equilibrio.

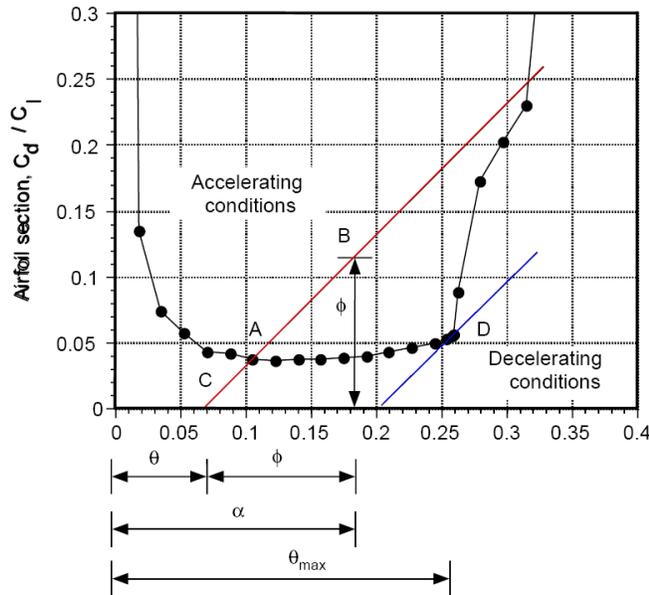
$$\frac{Cd}{Cl} = \alpha - \theta \quad (61)$$

Partiendo de la ecuación 59, se asume un  $\Theta$  constante y de allí tomando diferentes ángulos de ataque para poder realizar la misión a la que está determinado este diseño podemos lograr que el autogiro logre lo indicado en la figura 47, donde se ve una pendiente que une los puntos A, B y C respectivamente.

La curva de color azul, es la que resulta de la relación  $Cd/Cl$ , y es la que nos determina las secciones del perfil que componen nuestra pala del rotor. Con estas dos líneas, se ve que hay una intersección que es en el punto A, donde ocurre esto es donde se va precisar que se cumpla con la igualdad de la ecuación 61.

Para esta situación se puede hacer también el análisis del punto B de la figura 48, que es el punto donde, se ve que el ángulo inducido  $\Phi$  es mayor que la relación  $Cd/Cl$ , y según lo que nos indica la figura 46 para las condiciones de equilibrio en el movimiento de auto rotación, esto genera un grupo de aceleración. Por otro lado para evaluar el punto C de la figura 48, que es cuando  $\Phi$  es menor que la relación  $Cd/Cl$ , en este lo que se forma es sólo una sección de aceleración.

Figura 48, Diagrama auto-rotacional



Fuente: Development of The Autogiro: A Technical Perspective. J Gordon Leishman.

En la figura 48 se plantea un ángulo de ataque inducido máximo  $\Phi_{max}$ , que es el que no influye para la obtención del punto D, que como se muestra en la figura 48, este punto se encuentra por fuera de las condiciones de equilibrio del diagrama auto rotacional, esto provocará condición de pérdida en la pala, haciendo que las revoluciones del rotor tengan una caída rápida.

Donde con esto se puede determinar el régimen al que se pretende llegar en este diseño, esto tiene dependencia de  $C_d/C_l$  del perfil del rotor principal, vamos a determinar estos valores para el perfil NACA 8H12, ya que es el perfil más completo para este dispositivo. Para realizar este proceso, se debe encontrar el respectivo número de Reynolds que gobierna las condiciones de vuelo para la pala (ya que de acuerdo al número de Reynolds podemos escoger los coeficientes de sustentación  $C_l$  y resistencia  $C_d$  del perfil aerodinámico NACA 8H12

El número de Reynolds, lo se puede determinar de acuerdo a la siguiente relación:

$$Re = \frac{\rho V_T x}{\mu} \quad (62)$$

En donde:  $\rho$ = Densidad del aire a nivel escogido para la velocidad utilizada

$V_T$ = Velocidad total de la pala del rotor

$x$ = Distancia de recorrido dentro del perfil aerodinámico

$\mu$ = Viscosidad del aire

En cuanto a la velocidad total de la pala del rotor, se tiene que va a ser la siguiente adición:

$$V_T = V_{aire} + V_{tan} \quad (63)$$

Conociendo que la velocidad tangencial depende de radio del rotor y la velocidad rotacional, se puede obtener la siguiente simplificación para dicha suma:

$$V_T = V_{air} + (\Omega * R_r)$$

$$V_T = V_{air} + 10(\Omega) \quad (64)$$

La distancia del perfil aerodinámico “X” es una relación con respecto al centro de presiones del mismo, que a su vez depende de la cuerda, como este valor ya había sido hallado a continuación se encuentra la magnitud:

$$\frac{x}{c} = 0,584$$

$$x = 0,584 * (0,579)$$

$$x = 0,338 \text{ ft}$$

Combinando todos los factores encontrados y reemplazando la ecuación 64, en la ecuación 62, se puede obtener la relación que está representada a continuación:

$$Re = \frac{(0,002378 slug / ft^3) * (V_{air} + 10\Omega) * (0,0338 ft)}{(3,9911 * 10^{-7} slug / ft \cdot sg)}$$

$$Re = 201,39V_{aire} + 2013,89\Omega \quad (65)$$

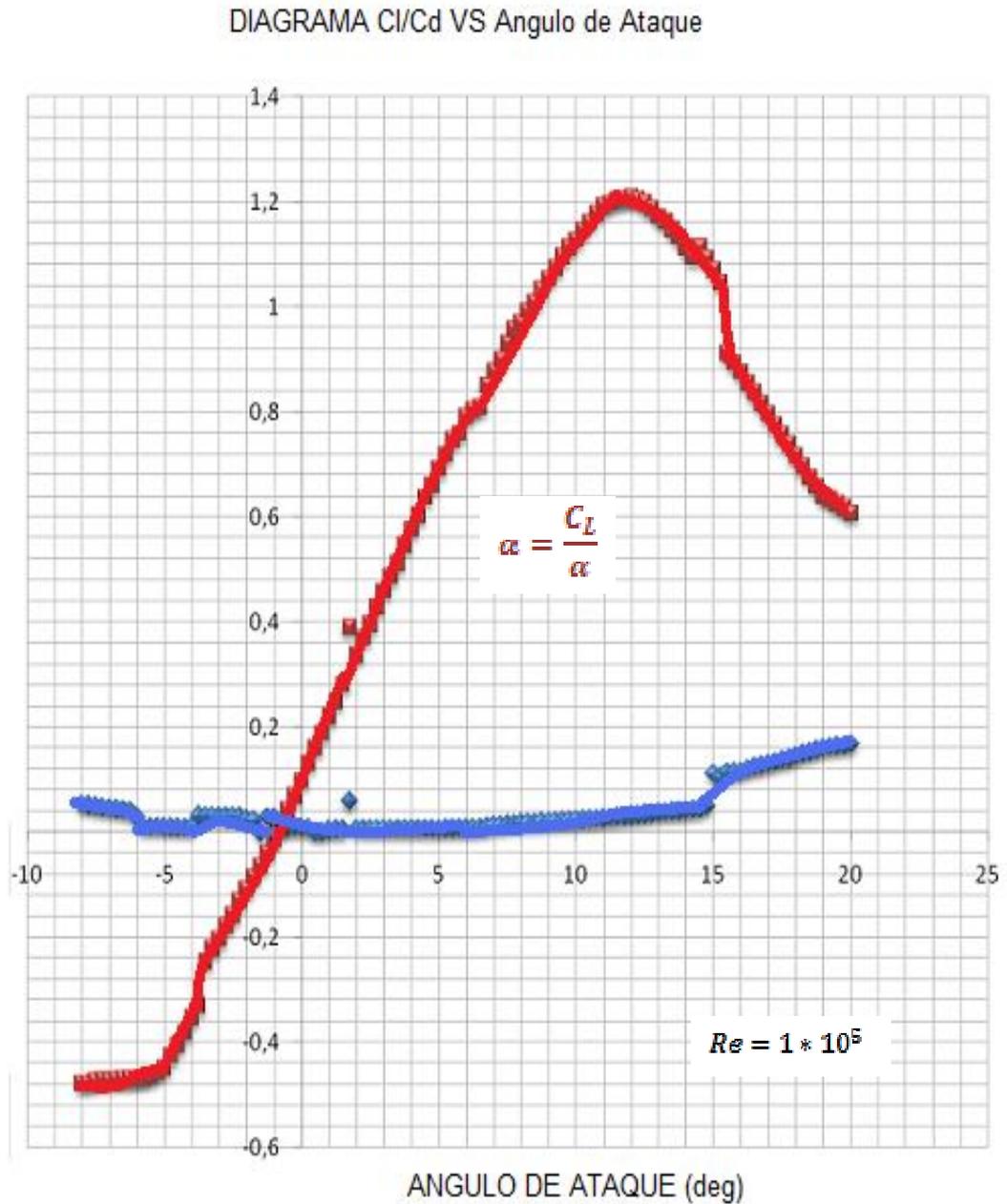
Con la fórmula 65, y reemplazando diferentes valores de velocidad, que se han obtenido, se elaboró la tabla 30, donde se verá el máximo Re que puede llegar a alcanzar el autogiro en su rotor, esto para poder encontrar los valores de sustentación y resistencia y así poder trazar el diagrama de auto rotación del diseño.

Tabla 30, Numero de Reynolds para las diferentes velocidades de vuelo

V (ft/sg)	$\Omega_{max}$ (Rad/sg)	$V_{tan}$ (ft/sg)	$V_T$ (ft/sg)	Re
35	58,33	583,3	618,3	124518,854
40	44,44	444,4	484,4	97552,8716
45	40,91	409,1	454,1	91450,7899
50	38,46	384,6	434,6	87523,7094
60	37,5	375	435	87604,275
70	36,84	368,4	438,4	88289,0076
80	34,78	347,8	427,8	86154,2942
90	33,33	333,3	423,3	85248,0537
<b>95,33</b>	<b>32,87</b>	<b>328,7</b>	<b>424,03</b>	<b>85395,073</b>
100	32,26	322,6	422,6	85107,0914
110	31,43	314,3	424,3	85449,4627
120	30,77	307,7	427,7	86134,1953

De acuerdo a esto y según la velocidad que deseamos desarrollar para el diseño del autogiro el número Re a utilizar será el descrito en la franja amarilla, con esto ya podemos empezar a desarrollar los coeficientes de sustentación y resistencia del perfil escogido (NACA 8H12).

Figura 49, Gráfica para perfil NACA 8H12



Pero en la tabla 31, es donde se ve con gran detalle los valores dados para este perfil de las palas de rotación.

Tabla 31, Coeficientes de sustentación y resistencia del perfil NACA 8H12

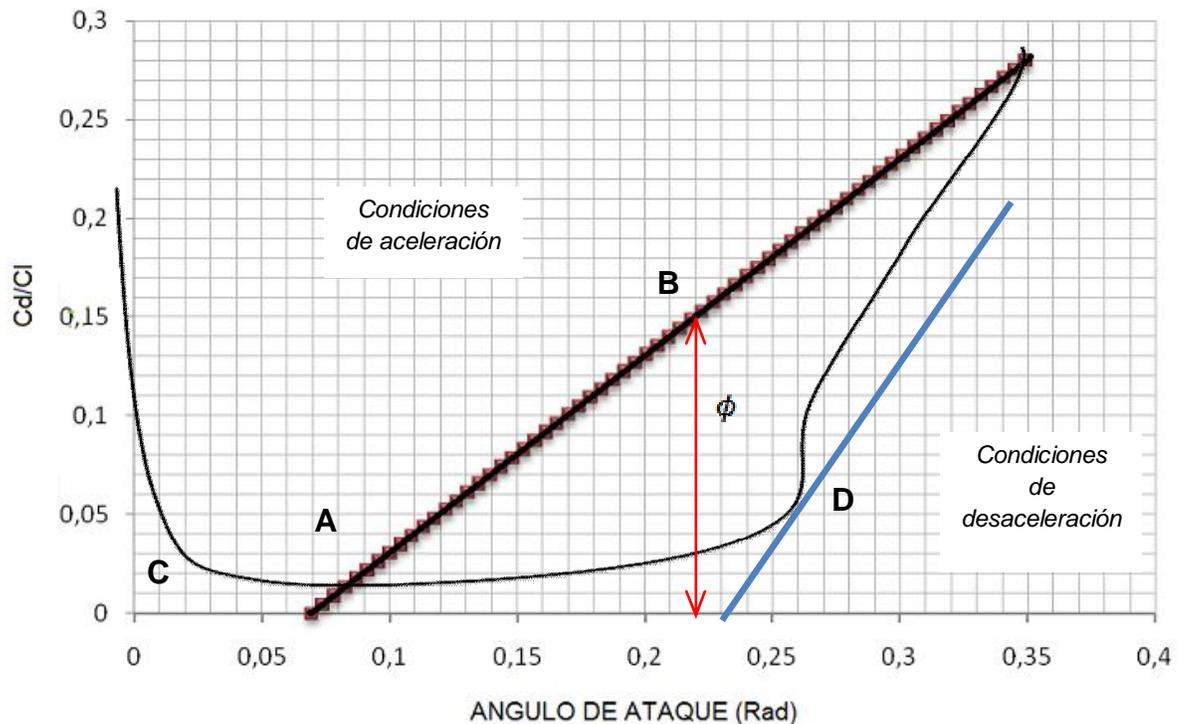
$\alpha$ (deg)	$\alpha$ (rad)	Cl	Cd	Cm a 0,25	L/D	D/L
-8	-0,1396	-0,478	0,0531	0,0087	-8,998493	-0,111129
-7,75	-0,1352	-0,477	0,0513	0,009	-9,287383	-0,107672
-7,5	-0,1308	0,473	0,0496	0,008	9,522850	0,105010
-7,25	-0,1265	-0,471	0,0469	0,0085	-10,02554	-0,099745
-7	-0,122	-0,472	0,0461	0,009	-10,23417	-0,097711
-6,75	-0,1178	-0,471	0,0437	0,0097	-10,76817	-0,092866
-6,5	-0,1134	-0,47	0,0419	0,012	-11,1984	-0,089297
-6,25	-0,1090	-0,469	0,0405	0,0098	-11,5745	-0,086396
-6	-0,1047	-0,469	0,0294	0,012	-15,90909	-0,062857
-5,75	-0,1003	-0,468	0,010	0,012	-42,93577	-0,023290
-5,5	-0,0959	-0,464	0,0110	0,016	-41,87725	-0,02387
-5,25	-0,0916	-0,457	0,011	0,015	-38,72881	-0,025820
-5	-0,0872	-0,449	0,011	0,015	-40,08928	-0,024944
-4,75	-0,0829	-0,425	0,009	0,015	-43,81443	-0,022823
-4,5	-0,0785	-0,405	0,0100	0,012	-40,41916	-0,024740
-4,25	-0,0741	-0,381	0,009	0,012	-42,33333	-0,023622
-4	-0,0698	-0,353	0,01001	0,012	-35,26473	-0,028356
-3,75	-0,0654	-0,33	0,0318	0,012	-10,35456	-0,096575
-3,5	-0,0610	-0,246	0,0314	0,008	-7,821939	-0,127845
-3,25	-0,0567	-0,221	0,0309	0,003	-7,135938	-0,140135
-3	-0,0523	-0,203	0,0304	0,002	-6,673241	-0,149852
-2,75	-0,0479	-0,178	0,03	0,002	-5,933333	-0,168539
-2,5	-0,0436	-0,158	0,0301	0,002	-5,240464	-0,190822
-2,25	-0,0392	-0,13	0,029	0,002	-4,377104	-0,228461
-2	-0,0349	-0,108	0,0254	0,002	-4,251968	-0,235185
-1,75	-0,0305	-0,084	0,024	0,0018	-3,5	-0,016666
-1,5	-0,0261	-0,064	0	0,0018	0	0
-1,25	-0,0218	-0,039	0,02875	0,0018	-1,356521	-0,737179
-1	-0,0174	-0,016	0,02862	0,0018	-0,559049	-1,78875
-0,75	-0,01	0,008	0,00874	0,0018	0,915331	1,0925
-0,5	-0,0087	0,042	0,00874	0,01	4,805491	0,208095
-0,25	-0,0043	0,069	0,00912	0,011	7,565789	0,132173
0	0	0,099	0,00924	0,011	10,71428	0,093333
0,25	0,0043	0,132	0,00912	0,0109	14,47368	0,069090
0,5	0,0087	0,161	0	0,0109	0	0
0,75	0,01	0,189	0	0,107	0	0
1	0,0174	0,22	0,00478	0,107	46,0251	0,021727
1,25	0,0218	0,249	0,00589	0,0102	42,27504	0,023654
1,5	0,0261	0,282	0,00574	0,102	49,12891	0,02035
1,75	0,0305	0,39	0,0594	0,102	6,565656	0,152307
2	0,0349	0,337	0,00602	0,0097	55,98006	0,017863
2,25	0,0392	0,37	0,00617	0,0097	59,96758	0,016675
2,5	0,0436	0,396	0,00624	0,0098	63,46153	0,015757
2,75	0,0479	0,429	0,00637	0,0085	67,34693	0,014848
3	0,0523	0,46	0,00642	0,0082	71,65109	0,013956
3,25	0,0567	0,487	0,00647	0,0082	75,27047	0,013285
3,5	0,0610	0,512	0,00658	0,008	77,81155	0,012851

3,75	0,0654	0,547	0,00671	0,008	81,52011	0,01226
4	0,0698	0,577	0,00674	0,0078	85,60830	0,011681
4,25	0,0741	0,603	0,00694	0,0078	86,88760	0,011509
4,5	0,0785	0,638	0,00697	0,0078	91,53515	0,010924
4,75	0,0829	0,661	0,00699	0,006	94,56366	0,010574
5	0,0872	0,692	0,00705	0,006	98,15602	0,010187
5,25	0,0916	0,719	0,00724	0,0054	99,30939	0,010069
5,5	0,0959	0,747	0,00734	0,0054	101,7711	0,009825
5,75	0,1003	0,76	0,00786	0,0054	96,69211	0,010342
6	0,1047	0,792	0,00784	0,0047	101,0204	0,00989
6,25	0,1090	0,804	0,00791	0,0045	101,6434	0,009838
6,5	0,1134	0,3	0,00894	0,0042	33,55704	0,0298
6,75	0,1178	0,851	0,01047	0,0044	81,27984	0,012303
7	0,122	0,878	0,01347	0,0037	65,18188	0,015341
7,25	0,1265	0,9	0,01424	0,0038	63,20224	0,015822
7,5	0,1308	0,93	0,01494	0,0001	62,24899	0,016064
7,75	0,135	0,957	0,01612	0,0001	59,35251	0,016848
8	0,1396	0,971	0,01789	0	54,27613	0,018424
8,25	0,1439	0,992	0,01841	0	53,88375	0,018558
8,5	0,148	1,009	0,01900	0	53,09408	0,01883
8,75	0,1527	1,034	0,02003	0	51,61225	0,019375
9	0,1570	1,055	0,02097	0,0001	50,30996	0,019876
9,25	0,161	1,074	0,02147	-0,00098	50,02328	0,019990
9,5	0,1658	1,096	0,02212	0,001	49,54792	0,020182
9,75	0,1701	1,113	0,02289	-0,001	48,62385	0,020566
10	0,1745	1,128	0,02378	-0,001	47,43481	0,02108
10,25	0,1788	1,146	0,02423	-0,0034	47,29673	0,021143
10,5	0,1832	1,162	0,02517	-0,0032	46,15011	0,021668
10,75	0,1876	1,178	0,02647	-0,0039	44,50321	0,022470
11	0,1919	1,193	0,02715	-0,0049	43,94106	0,022757
11,25	0,1963	1,199	0,02845	-0,0052	42,14411	0,023728
11,5	0,2007	1,204	0,03001	-0,0057	40,11996	0,024925
11,75	0,2050	1,206	0,03067	-0,0059	39,32181	0,025431
12	0,2094	1,208	0,03189	-0,0071	37,88021	0,026399
12,25	0,2138	1,205	0,0331	-0,0071	36,40483	0,02746
12,5	0,2181	1,198	0,03416	-0,0072	35,07025	0,02851
12,75	0,2225	1,187	0,03547	-0,0072	33,46489	0,029882
13	0,2268	1,172	0,03723	-0,0075	31,47998	0,031766
13,25	0,2312	1,163	0,03878	-0,0087	29,9896	0,033344
13,5	0,2356	1,147	0,03947	-0,0092	29,0600	0,034411
13,75	0,2399	1,133	0,03989	-0,0092	28,40310	0,035207
14	0,2443	1,113	0,04100	-0,0101	27,14303	0,036841
14,25	0,2487	1,095	0,04295	-0,0107	25,49476	0,039223
14,5	0,2530	1,115	0,04487	-0,0107	24,84956	0,040242
14,75	0,2574	1,093	0,05007	-0,0119	21,82943	0,045809
15	0,2617	1,071	0,11145	-0,0119	9,609690	0,104061
15,25	0,2661	1,046	0,1047	-0,009	9,990448	0,100095
15,5	0,270	0,912	0,11425	-0,009	7,98249	0,125274
15,75	0,2748	0,894	0,11478	-0,009	7,788813	0,128389
16	0,2792	0,877	0,11578	-0,009	7,574710	0,132018
16,25	0,283	0,856	0,12107	-0,008	7,069822	0,141446

16,5	0,2879	0,837	0,12501	-0,008	6,695464	0,149354
16,75	0,2923	0,817	0,12758	-0,008	6,403825	0,156156
17	0,296	0,797	0,131025	-0,007	6,082808	0,164397
17,25	0,3010	0,777	0,13357	-0,008	5,817174	0,171904
17,5	0,3054	0,757	0,13879	-0,007	5,45428	0,18334
17,75	0,3097	0,739	0,14001	-0,009	5,278043	0,189464
18	0,3141	0,717	0,14578	0,009	4,918370	0,203319
18,25	0,3185	0,697	0,14957	0,0097	4,660025	0,214591
18,5	0,3228	0,676	0,15204	-0,009	4,446198	0,224911
18,75	0,3272	0,658	0,15647	0,0087	4,205278	0,237796
19	0,3316	0,64	0,16004	-0,0089	3,998825	0,250073
19,25	0,3359	0,634	0,16246	-0,007	3,902499	0,256246
19,5	0,3403	0,625	0,16395	-0,008	3,812137	0,26
19,75	0,3447	0,618	0,16451	-0,009	3,75661	0,266197
20	0,3490	0,607	0,16793	-0,0089	3,614601	0,276655

Con esto se puede llegar a desarrollar el diagrama de auto rotación el cual se muestra en la Gráfica 5, donde se plantea un ángulo de ataque con una magnitud de  $4^\circ$ . Este se escogió a base de estudios de otros autogiros que demuestran que este valor es el más común ya que proporciona buenas propiedades de sustentación y estabilidad en el rotor.

Gráfica 5, Diagrama de auto-rotación



La gráfica 5, muestra el diagrama que es el que indicará una orientación para la determinación de las condiciones de estabilidad y control del rotor principal, para tener una operación del autogiro segura y que esta no tenga vibraciones y actúe con la mayor eficiencia sin que el autogiro en su rotor pueda llegar a tener regímenes de vuelo críticos en lo que se refiere a la gráfica es donde se ve la zona C, que es la región de pérdida del autogiro. Y los siguientes puntos son los que nos representan las condiciones de estabilidad y control en lo que se refiere a la auto rotación.

Punto:

- A. Es el que representa la condición de equilibrio, nos indica la margen en la cual el rotor debería permanecer la mayor cantidad de tiempo posible, para que este tenga una velocidad rotacional constante, y a su vez nos produzca la sustentación necesaria para que el autogiro se mantenga en el techo de operación deseado, pero para esto se debe cumplir con lo siguiente:

$$\phi = 4,6 \text{ deg}$$

- B. Este es el punto que representa la condición de aceleración, donde se tiene un rango en el cual hay un torque de aceleración, lo cual cuando se hace en pequeñas proporciones y por la misma situación de equilibrio del rotor, este retorna a su posición de estabilidad, pero cuando este se hace en grandes proporciones lo que nos genera es un sobre-torque, lo cual nos causa daños en la estructura del hub y por ende del rotor. Para que este actúe bien se debe cumplir con la siguiente condición:

$$\phi > 4,6 \text{ deg}$$

- C. Este punto representa la desaceleración, en la cual se ve la disminución de la velocidad rotacional, este puede regresar a su estado original solo cuando se manejan magnitudes no muy elevadas, pero si esto no se cumple, lo que se tiene son disminuciones en la velocidad rotacional mucho más prolongadas, que nos conlleva a la pérdida de sustentación y descenso de la aeronave. Para que este actúe bien se debe cumplir con la siguiente condición:

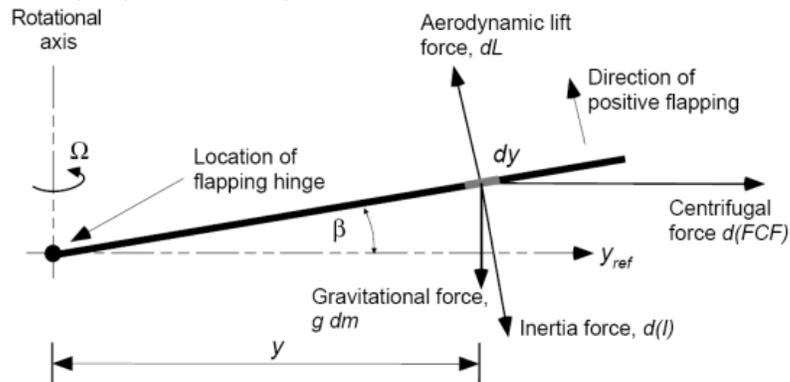
$$\phi < 4,6 \text{ deg}$$

- D. Para este último punto, que es el que representa la condición de pérdida generada cuando se tienen ángulos de ataque demasiados altos, tanto para hacer que el rotor se pueda desestabilizar, teniendo pérdida tanto en las revoluciones así como en la sustentación que nos produce el rotor, esto nos causa una caída vertiginosa del autogiro. Donde se tiene que la posición máxima del rotor debe ser:

$$\theta_{\max} = 14,75 \text{ deg}$$

**4.6.4 Flapeo y ángulos de conicidad de las palas del rotor.** Este es uno de los aspectos de gran importancia en un autogiro en lo que respecta a seguridad y estabilidad del rotor cuando está en movimiento. Las fuerzas que actúan en el rotor y que nos producen el flapeo son las mostradas en la Figura 50.

Figura 50, Fuerzas que producen flapeo



Fuente: Development of the Autogiro; A TEchnical Perspective. J Gordon Leishman.

La fuerza de sustentación varía según la sección del rotor que esté en estudio, el flapeo es un fenómeno de gran importancia en el diseño de un autogiro, como está demostrado en la figura 50.

Se puede deducir la inclinación para el rotor usando la ecuación de movimiento para una pala con flapeo libre, girando alrededor de un eje vertical, donde la articulación está situada en la dirección del eje. La ecuación está definida como la sumatoria de "n" derivadas parciales del flapeo, y que será igual a la sumatoria de

la cantidad de fuerza que genera una sección específica de la pala por su longitud, donde se puede observar de la siguiente forma:

$$I_p \Omega^2 \frac{\partial^2 \beta}{\partial \psi^2} + I_p \Omega^2 \beta = \int_0^R (Ly) dy \quad (66)$$

Para este caso se tiene una magnitud de oscilación despreciable, por lo tanto en la ecuación 66, se puede omitir este valor para este diseño. Donde se debe tener en cuenta el momento de inercia para la elipse que describe el recorrido de la pala que sería el siguiente:

$$I_p = \frac{4}{9} m_p R_r^2 \quad (67)$$

Con esto en la ecuación 66, se puede reemplazar la velocidad rotacional por la velocidad tangencial, y desarrollando a integral para el radio del rotor se puede obtener lo siguiente:

$$\left[ \frac{4}{9} m_p R_r^2 \right] \left[ \frac{V_{\tan}^2}{R_r^2} \right] [\beta] L_p R_r \quad (68)$$

Donde se obtiene al despejar el ángulo de flapeo, donde quedara la ecuación 68 de la siguiente forma:

$$\beta = \frac{9}{4} \left[ \frac{L_p * R_r}{V_{\tan}^2 * m_p} \right] \quad (69)$$

Para el desarrollo de la ecuación, el único valor que faltaría para empezar con el análisis de esta parte sería la masa del rotor, para encontrar este valor se debe conocer el material con el cual se fabricarán las palas, donde en los diseños más importantes de autogiros estudiados se ve que los materiales con mayor eficiencia son los compuestos, donde en la Tabla 32 se observan algunos de los materiales

compuestos más utilizados y de allí se escogerá el material que será usado en este diseño.

Tabla 32, Propiedades de materiales compuestos para las palas del rotor

Material	Densidad (lb/in <sup>2</sup> )	Modulo de Young (Mpsi)	Costo
<b>S-2 Glass</b>	0,072	6,24	\$5,60
<b>Kevlar 149</b>	0,05	12,62	\$16,50
<b>IM7 Graphite</b>	0,058	29,44	\$21,50

Donde haciendo el análisis de los materiales mostrados en la Tabla 32, se ha convenido que el material óptimo para usar en las palas del rotor será el Kevlar 149. Donde se tiene la siguiente masa para este diseño:

$$m_p = 48 \text{ lbs}$$

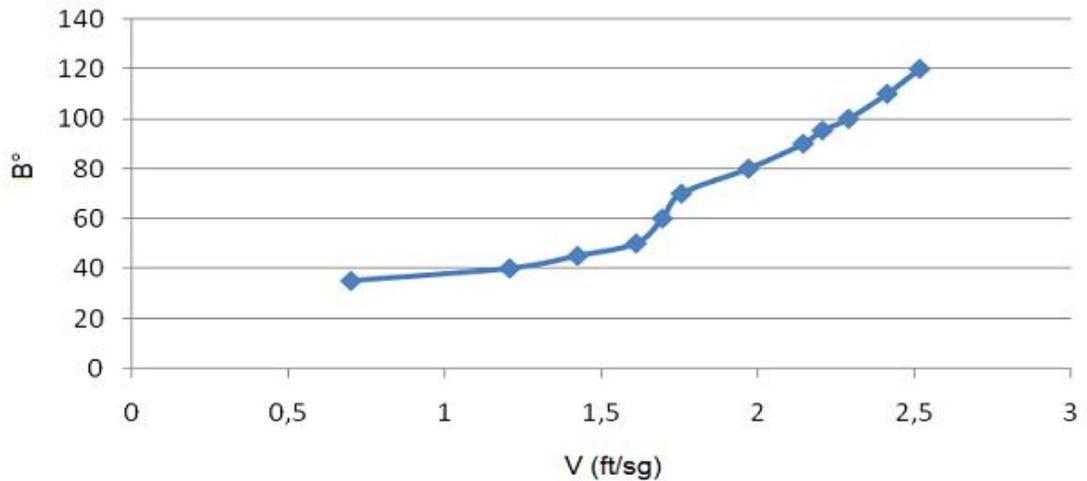
Con este valor ya se puede hacer el análisis de los ángulos de flapeo que actuarán en las palas del rotor a las diferentes velocidades, que serán los siguientes:

Tabla 33, Ángulos de flapeo a diferentes velocidades de vuelo

V (ft/s)	$\Omega_{\max}$ (rad/seg)	$V_{\text{tangencial}}$ (ft/s)	$\beta_o$ (rad)	$\beta_o$ (deg)
35	58,33	583,3	0,012	0,7
40	44,44	444,4	0,021	1,207
45	40,91	409,1	0,025	1,424
50	38,46	384,6	0,028	1,611
60	37,5	375	0,03	1,695
70	36,84	368,4	0,031	1,756
80	34,78	347,8	0,034	1,97
90	33,33	333,3	0,037	2,145
<b>95,33</b>	<b>32,87</b>	<b>328,7</b>	<b>0,039</b>	<b>2,206</b>
100	32,26	322,6	0,04	2,29
110	31,43	314,3	0,042	2,413
120	30,77	307,7	0,044	2,517

Obteniendo esta tabla se puede hacer una demostración gráfica para poder observar el ángulo de flapeo a diferentes velocidades.

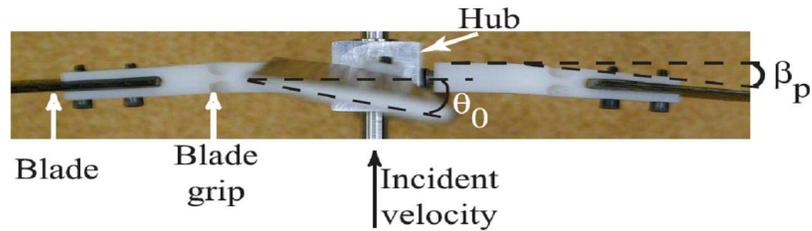
Gráfica 6, Ángulos de flapeo a diferentes velocidades de vuelo



Como se ve en la gráfica 6, el mayor ángulo de flapeo que se produciría en este diseño sería de 2,517°. Lo que estaría dentro de los límites de un diseño normal por lo tanto no se tendría que implementar ningún dispositivo adicional en las palas del rotor ya que no se generan esfuerzos en la estructura de la unión entre el rotor y el hub.

Para diseños de autogiros es normal que se vea en las palas del rotor una deflexión y esto necesita de materiales de bajo peso y materiales resistentes a esta deflexión, por este motivo es que lo mejor es la implementación de materiales compuestos que tengan estas características y además se pueda disminuir la resistencia aerodinámica y que sean resistentes a las fuerzas que genera el rotor, por este motivo en este diseño se adaptaría el material compuesto Kevlar 149, ya que es un material muy resistente además de ser de bajo peso y tener la propiedad de poder flectarse para que pueda proporcionar el libre flapeo de las palas.

Figura 51. Sujeción especial de las palas del rotor



Fuente: Design and testing of an Autorotative Payload Delivery System: The Auto body. Anne Brindejonc

Como se muestra en la figura 51, se puede hacer una unión del hub con las palas del rotor de la forma que se muestra, de tal forma que permita una libertad de movimiento y se pueda regular el ángulo de flapeo.

**4.6.5 Fuerza centrífuga del rotor.** Se sabe que esta se presenta en cualquier elemento que esté sometido a movimiento rotacional. Por este motivo para el rotor es de gran importancia encontrar esta magnitud, donde se puede partir de lo siguiente:

$$F_C = m_p * \Omega^2 * Rr \quad (70)$$

Donde al reemplazar la velocidad rotacional, quedara de forma:

$$F_C = \frac{m_p * V_{\tan}^2}{Rr} \quad (71)$$

Como anteriormente se evaluó el ángulo de preconeo, para el análisis de la fuerza centrífuga se debe tener en cuenta este ángulo, donde por lo tanto la ecuación 71, quedaría de la siguiente forma:

$$F_C = \frac{m_p * V_{\tan}^2}{Rr} \cos \beta_0 \quad (72)$$

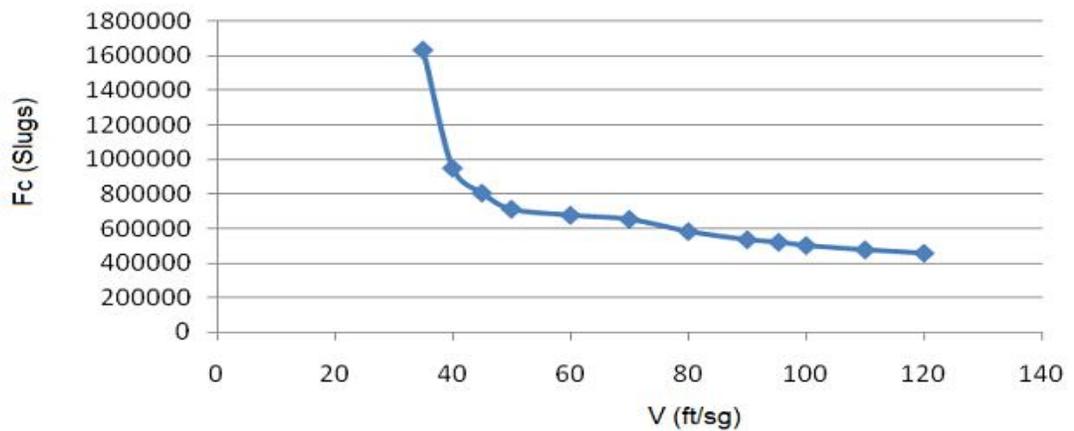
Donde se procederá hacer la evaluación de la fuerza centrífuga a diferentes velocidades en la tabla 34.

Tabla 34. Fuerzas Centrifugas a Diferentes Velocidades

V (ft/s)	$\Omega_{\max}$ (rad/seg)	$V_{\text{tangencial}}$ (ft/s)	Fc (Slugs)	Fc $\beta_0$ (Slugs)
35	58,33	583,3	1633146,67	1633029,09
40	44,44	444,4	947958,528	947749,511
45	40,91	409,1	803341,488	803090,457
50	38,46	384,6	710002,368	709724,065
60	37,5	375	675000	674696,273
70	36,84	368,4	651449,088	651136,092
80	34,78	347,8	580631,232	580295,659
90	33,33	333,3	533226,672	532861,72
<b>95,33</b>	<b>32,87</b>	<b>328,7</b>	<b>518609,712</b>	<b>518215,359</b>
100	32,26	322,6	499539,648	499140,07
110	31,43	314,3	474165,552	473747,399
120	30,77	307,7	454460,592	454020,745

Donde se puede hacer el siguiente análisis gráfico:

Gráfica 7, Fuerza Centrifuga a diferentes velocidades de vuelo



Con este gráfico se puede ver la fuerza elevada que tiene el rotor del autogiro, a lo cual se le debe hacer una selección al rotor, de una pala que resista esfuerzos de tensiones mayores que la fuerza centrífuga que se acaba de hallar.

## 4.7 SISTEMAS DE PROPULSIÓN DEL AUTOGIRO

Para empezar el desarrollo ingenieril del autogiro, se necesita conocer las características físicas y de funcionamiento del motor que va usar este diseño de aeronave.

El motor que se usara para el desarrollo del autogiro deportivo monoplaza es el siguiente:

**4.7.1 Tipo de motor: rotax 582.** Podemos observar el motor gráficamente en la figura 3, como lo usan en los catálogos de los vendedores de rotax.

### 4.7.1.1 Características.

- Motor ROTAX 582, refrigerado por agua.
- Dos carburadores.
- Doble encendido.
- Cilindrada 580,7 cc.
- Potencia 65 hp SAE.
- Carburadores: 2 BING 36
- Bomba Combustible: MIKUNI DF- 52
- Encendido: DUCATI doble.
- Reductora: ROTAX mecánica 2,58
- Bujías: NKG B 8 ES
- Hélice: Bipala de madera 168 cm. AEROBAT.

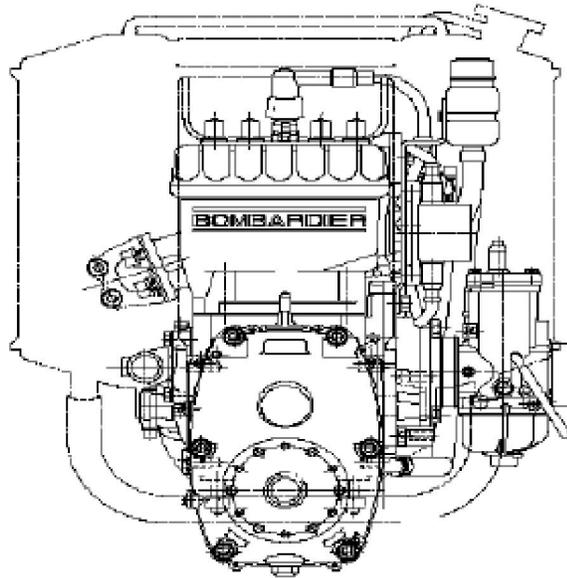
### 4.7.2 Parámetros de funcionamiento.

- Velocidad de despegue. 6.400 l/min.
- Velocidad ralenti. 2.000 l/min.
- Capacidad de lubricación a 1500 rpm.
  - Cm<sup>3</sup>/h Cu.in/h
  - Max 135 8.2
- Temperatura de las culatas:
  - Max. 150°C
  - Normal. 110-130°C
  - Diferencia entre cilindro 1 y 2. Max 10°C

- Temperatura de escape.
  - Max. 650°c
  - Normal. 500-620°c
  - Diferencia entre cilindro 1 y 2. Max 25°c
  
- Temperaturas para arrancar el motor.
  - Max. 50°c (120°f)
  - Min. -25°c (-13°f)
  
- Temperaturas del líquido refrigerante.
  - Max 80°c. (175°f)
  - Min. 65°c (150°f)
  
- Presión de combustible.
  - Max. 0,4 bar (6 psi).
  - Min. 0,2 bar (3psi)

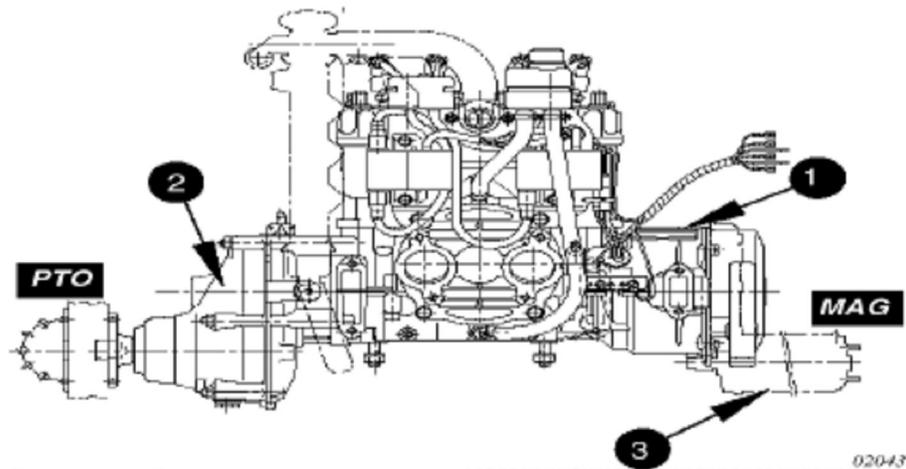
#### 4.7.3 Diferentes vistas del motor.

Figura 52. Vista Frontal del Motor



Fuente. <http://www.rotax-aircraft-engines.com/pdf/dokus/d00286.pdf>

Figura 53. Vista Lateral del Motor



Fuente. <http://www.rotax-aircraft-engines.com/pdf/dokus/d00286.pdf>

1. Número de motor.
2. Reductora.
3. Arranque eléctrico.

#### 4.7.4 Datos técnicos.

##### 4.7.4.1 Dimensiones

Tabla 35. Dimensiones

DESCRIPCIÓN	ROTAX 582 ULDCDI MOD 99	UNIDADES
DIÁMETRO	76	mm
CARRERA	64	mm
CILINDRADA	580.7	cm <sup>3</sup>
RATIO DE COMPRESIÓN TEÓRICO	11,5:1	-
RATIO DE COMPRESIÓN EFECTIVO	5,75:1	-

**4.7.4.2 Pesos.** Los siguientes pesos son en seco (sin líquidos). Sin sistema de escape y sin radiador.

Tabla 36. Pesos

TIPO	ROTAX 582 ULDCDI MOD 99
PESO	29.3
SISTEMA DE ESCAPE	5.1
CARBURADOR	0.9
REDUCTOR B	4.5
REDUCTOR C	8
REDUCTOR E	11.2
ARRANQUE ELECTRICO	3.5

**4.7.4.3 Consumo de combustible.** El consumo de combustible se va a ejercer en litros/hora.

Tabla 37. Consumos de Combustibles

AL DESPEGUE	26.5 l/h
CRUCERO 75% DE LA POTENCIA.	29.5 l/h
CONSUMO ESPECIFICO DE COMBUSTIBLE.	425 g/Kw/h

#### 4.7.5 Características generales.

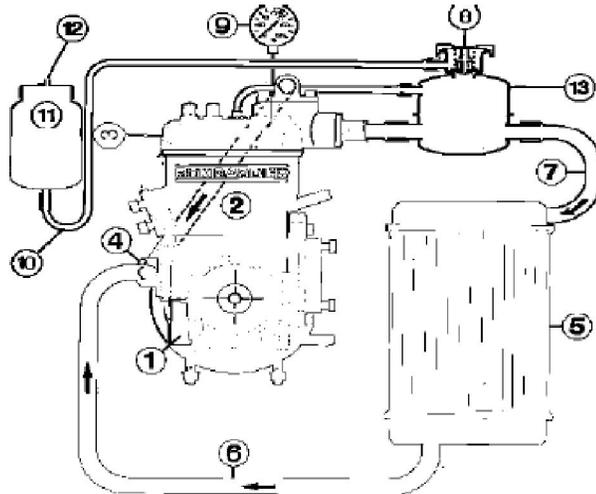
Tabla 38. Características del Motor

Potencia	65 Cv a 6500 rpm 64HP
Par motor	75 Nm a 6000 rpm
Revoluciones máximas	6.800 rpm
Diámetro	76 mm
Carrera	64 mm
Cilindrada.	580 cm <sup>3</sup>
Combustible	Gasolina con o sin plomo.
Aceite dos tiempos	API-TC
Ratio de mezcla	1: 50 (2%)

## 4.7.6 Descripción de los sistemas.

**4.7.6.1 sistema de refrigeración.** La refrigeración del motor es llevada a cabo mediante líquido refrigerante en los cilindros y culatas. El líquido refrigerante es enviado por una bomba integrada en el motor al radiador a través de los cilindros y la culata. El sistema de refrigeración ha de ser instalado de forma que el vapor que viene de los cilindros y en la culata puedan subir mediante un tubo al depósito de agua o a un tanque de expansión. El tanque de expansión está cerrado por un tapón de presión (con válvula de exceso de presión y válvula de retorno). Cuando asciende la temperatura del refrigerador, la válvula de exceso de temperatura abre la válvula y el refrigerante deberá circular por un tubo a la presión atmosférica a la botella de rebose transparente. Cuando la temperatura baja el líquido será succionado de vuelta al circuito de refrigeración.

Figura 54. Sistema de Refrigeración



Fuente. <http://www.rotax-aircraft-engines.com/pdf/dokus/d00286.pdf>

1. Cigüeñal.
2. Cilindros
3. Culata.
4. Bomba de agua.
5. Radiador.
6. Tubo de radiador a bomba de agua.
7. Tubo desde culata a radiador.
8. Válvula de expansión y retorno.
9. Indicador temperatura de agua.
10. Tubo de rebose
11. Botella de rebose.

12. Salida de la botella de rebose.
13. Vaso de expansión.

**4.7.6.2 Sistema de combustible.** Generalmente los motores están diseñados para funcionar con una mezcla de gasolina combustible de 1:50. Esta mezcla también proporciona la lubricación del motor.

Si el motor ha sido montado para engrase separado, el motor funcionará con gasolina pura.

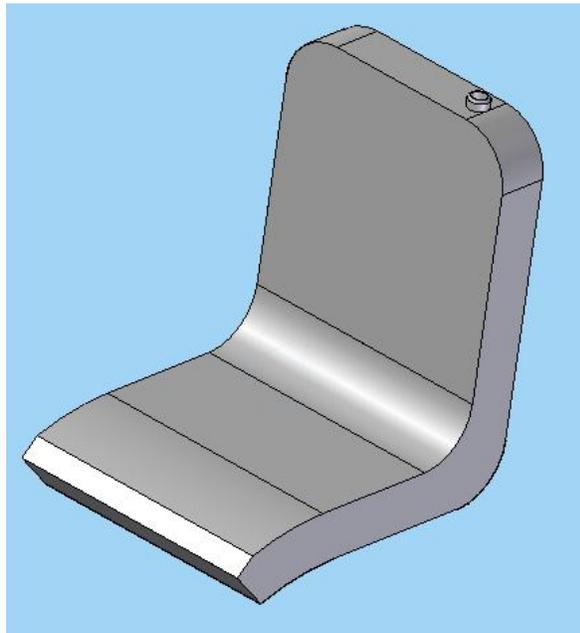
La bomba de combustible separado deberá entregar la exacta cantidad de aceite necesaria para la lubricación del motor.

Asegurar que hay una cantidad adecuada de aceite en el depósito de aceite antes de poner el motor en servicio.

El sistema de combustible consta de las siguientes partes.

Una de las partes más costosas del autogiro es la silla- tanque de combustible, ya que esta nos economizará mucho espacio en el autogiro deportivo monoplaça.

Figura 55. Silla Tanque



➤ **Bomba del sistema de combustible.** La bomba tiene las siguientes características.

- Tiene una capacidad de 18 onzas.
- Opera con el siguiente voltaje 12 v (neg. tierra) y con un amperaje de 1 amperio.
- Presión de 4-6 PSI
- Caudal de 30 GPH.
- Bomba de embolo.

Figura 56. Bomba de Combustible



Fuente, [http:// www.Aircraftspruce.com](http://www.Aircraftspruce.com)

➤ **Filtro de el sistema de combustible.** El filtro de combustible fue seleccionado, por sugerencia del fabricante de la bomba. Tiene las siguientes características.

- Altura: 6 pies.
- Diámetro 3.5 pies.
- Rata de flujo 1.GPM.

Figura 57. Filtro de Combustible



Fuente, [http:// www.Aircraftspruce.com](http://www.Aircraftspruce.com)

- **Línea de combustible.** Esta línea es una de las más usadas en el mercado por su gran resistencia a la función que cumple

Figura 58. Manguera de Combustible



Fuente, [http:// www.Aircraftspruce.com](http://www.Aircraftspruce.com)

**4.7.6.3 Sistema De Lubricación.** Generalmente los motores están diseñados para funcionar con una mezcla de gasolina y 2% de aceite.

**4.7.6.4 Engrase.** La bomba de aceite (1) accionada por el cigüeñal (2) (mediante un eje cruzado en el 582 UL DCDI (3) alimenta al motor con aceite fresco. La bomba de aceite es tipo pistón. Mediante tubos difusores cada cilindro es alimentado con la cantidad exacta de Súper aceite de dos tiempos. La cantidad exacta de aceite es definida por las revoluciones del motor y la posición del ajuste de la bomba de aceite. Este ajuste es actuado mediante un cable Bowden conectado al cable del acelerador.

**4.7.6.5 Lubricación de la válvula rotativa.** Un engranaje de 90° en espiral situado en el cárter y bañado en aceite maneja la válvula rotativa.

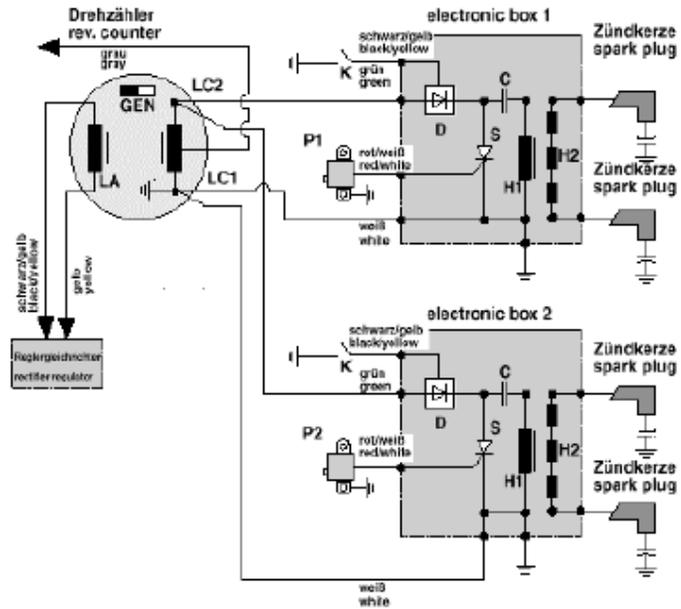
**4.7.6.6 Lubricación de la reductora.** La lubricación de la reductora es mediante aceite depositado en la propia reductora. Nunca use el motor sin aceite en la reductora

**4.7.6.7 Sistema eléctrico.** El motor está equipado con doble unidad de encendido mediante condensadores sin ruptor con generador integrado.

La unidad de encendido está completamente libre de mantenimiento y no necesita una fuente de alimentación externa.

Dos bobinas de carga unidas al estator del generador y cada una independiente de la otra alimentan cada circuito de encendido. La energía suministrada es almacenada en el condensador de encendido. En el momento del encendido los disparadores externos suministran un impulso a los circuitos de control y los condensadores de encendido son descargados mediante el bobinado primario de la bobina de encendido. El bobinado secundario proporciona el alto voltaje necesario para provocar la chispa de la bujía.

Figura 59. Sistema Eléctrico



Fuente. <http://www.rotax-aircraft-engines.com/pdf/dokus/d00286.pdf>

➤ **Batería.** Para el autogiro se usara este tipo de batería que cuenta con las siguientes características.

- La vida útil es de 4 a 5 años con un uso normal y continuo.
- El peso es de 12 libras.
- Las dimensiones son las siguientes.
  - Largo. 7.13 inch
  - Espesor 2.99 inch
  - Alto 5.30 inch

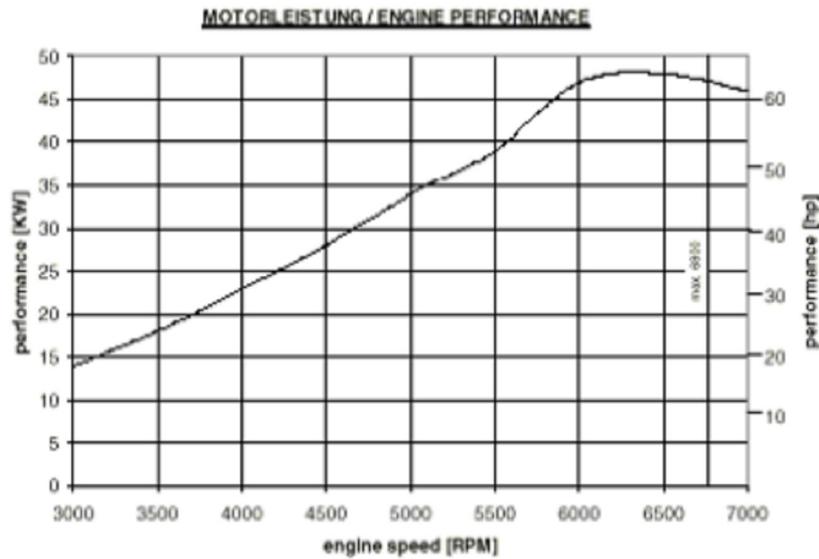
Figura 60. Batería.



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

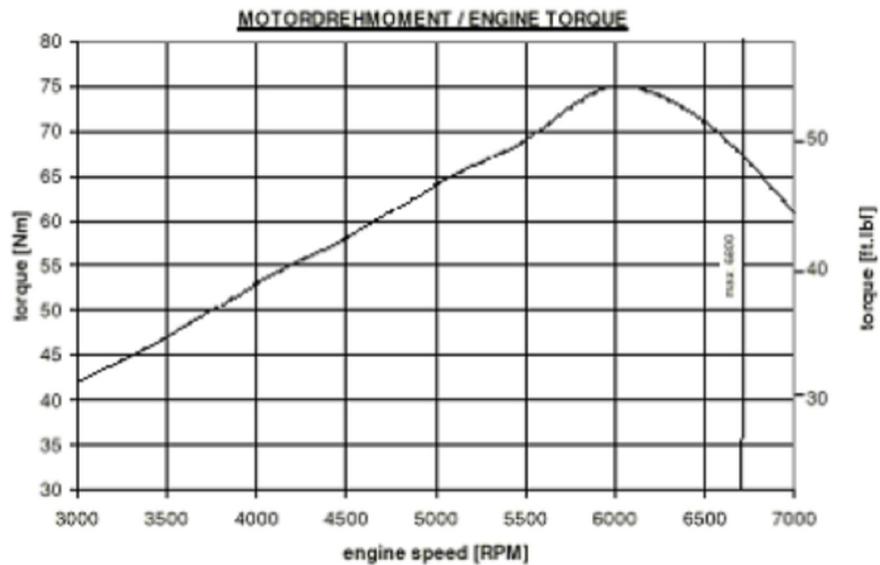
#### 4.7.7 Presentaciones en condiciones estándar (isa)

Figura 61. Gráfica de Performance



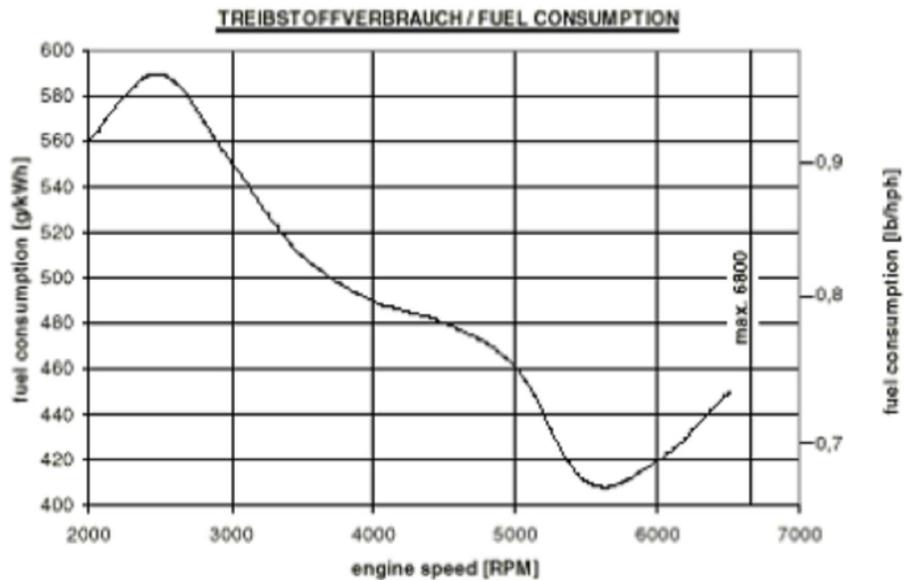
Fuente. <http://www.rotax-aircraft-engines.com/pdf/dokus/d00286.pdf>

Figura 62. Gráfica de Torque



Fuente. <http://www.rotax-aircraft-engines.com/pdf/dokus/d00286.pdf>

Figura 63. Gráfica de Consumo de Combustible



Fuente. <http://www.rotax-aircraft-engines.com/pdf/dokus/d00286.pdf>

## 4.7.8 Hélice

**4.7.8.1 Selección de la hélice.** Es necesario seleccionar una hélice adecuada para generar el empuje del autogiro. Esta selección debe estar basada en las características de funcionamiento y rendimiento que se deben conocer del motor seleccionado.

Figura 64. Hélice del Motor



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

Para comenzar se debe calcular el torque y shaft horsepower conociendo por su puesto los siguientes valores:

- Horsepower.            64 HP.
- RPM máx.                6800 RPM.

$$T = \frac{5252 * HP.}{RPM \text{ max.}} \quad (73)$$

$$T = \left( \frac{5252 * 64}{6800} \right)$$

$$T = 49.43lb / ft$$

Conociendo el torque que se genera en el eje, ahora se calculara la potencia que se entrega a la hélice.

La potencia del eje antes de ser entregada a los ejes de la caja reductora tiene una perdida que varia des 3% hasta 4%, debido a esta pérdida se debe calcular lo siguiente.

$$hp_{real} = (0.97)(hp)$$

$$hp_{real} = (0.97)(64)$$

$$hp_{real} = 62.08hp$$

Ahora se determinara la potencia que sale de la caja de reducción, teniendo en cuenta que la pérdida es de 1.5% de la potencia entrante. Por eso lo siguiente.

$$shp = (0.985)(hp_{real})$$

$$shp = (0.985)(62.08)$$

$$shp = 61.1488hp$$

La siguiente potencia esta expresada en watts.

$$shp_{watts} = 61.1488 * \frac{746watts}{1hp} \quad (74)$$

$$shp_{watts} = 45617.0048 W$$

La velocidad rotacional con la que debe girar la hélice también se debe determinar de la siguiente manera:

La caja reductora tiene una reducción de  $Re_{caja}=2.58$  a 1 que fue la que se seleccionó para el motor rotax582. Para encontrar las revoluciones que se le suministran a la hélice de empuje se aplica la siguiente relación.

$$RPM_{PROP} = Re_{caja} (RPM_{max})$$

Donde:

$$Re_{caja} = \text{Relación de reducción de la caja tipo b. para el motor rotax.}=2.58$$

El valor mencionado anteriormente fue obtenido del manual del rotax 582 (Pág. 9-8)

$$RPM_{PROP} = \frac{(1)}{2.58} (RPM_{MAX}) \quad (75)$$

$$RPM_{PROP} = 2635.56rpm$$

Con esto se seleccionara un diámetro adecuado para la hélice que usara el autogiro, de la siguiente manera.

$$v = n \left[ \frac{2 * P}{\pi * \rho * D_{PROP}^2 (1 - n)} \right]^{1/3} \quad (76)$$

En donde:

$v$  = *velocidad – aire*

$n$  = *eficiencia – helice*

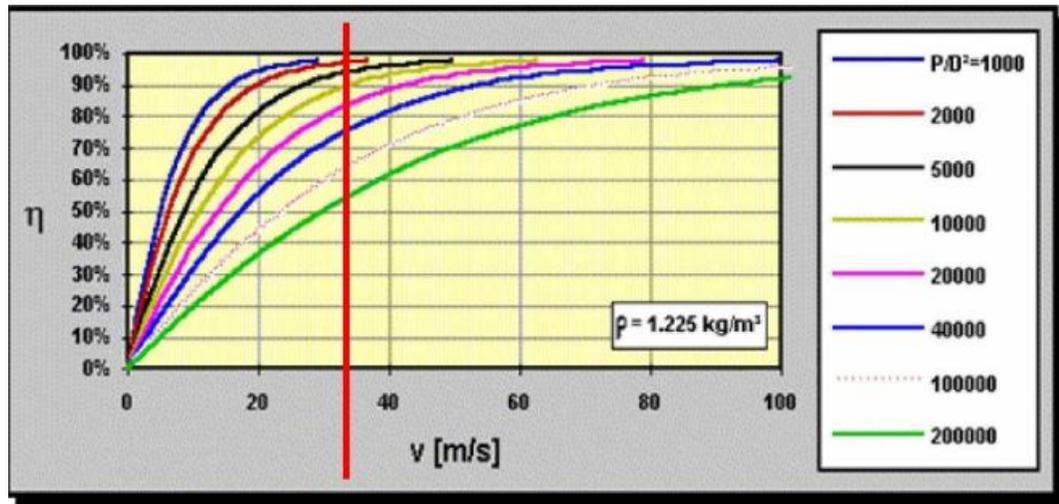
$P$  = *potencia – helice(watts)*

$\rho$  = *densidad – aire*

$D_{prop}$  = *diametro – helice*

De la ecuación 76, lo que falta por conocer es la eficiencia de la hélice que es de más o menos un 80% debido a la fricción que esta tiene con el aire. Esta eficiencia se debe hallar cuando el autogiro está en la velocidad de crucero que es cuando se necesita una velocidad optima para poder realizar bien la operación sin ningún inconveniente.

Figura 65. Eficiencia de la Hélice.



Fuente. <http://www.Java-Propeller.com>

Según la figura 65 la eficiencia de la hélice se va a encontrar en un 82% durante la velocidad de crucero, esto se puede corroborar de la siguiente manera. Dejando la ecuación 76 de la siguiente manera.

$$\frac{P}{D_{prop}^2} = \frac{1}{2} \left( \frac{v}{n} \right)^3 \{ \pi * \rho * (1 - n) \} \quad (77)$$

$$\frac{P}{D_{prop}^2} = \frac{1}{2} \left( \frac{36m/s}{0.80} \right)^3 (\pi * 1.1729kg/m^3 * (1 - 0.8))$$

$$\frac{P}{D_{prop}^2} = 134481,34$$

Por lo tanto se puede realizar la siguiente operación.

$$D_{prop} = \sqrt{\frac{45617.0048W}{134481,34}}$$

$$D_{PROP} = 0,5824m = 1,92ft$$

Donde se calculara la velocidad en la punta de la hélice. Con la siguiente ecuación:

$$v_{prop-tip} = (\Omega_{prop})(R_{prop}) \quad (78)$$

$$v_{prop-tip} = (1653,99) * (0,96)$$

$$v_{prop-tip} = 1584,34 \text{ ft} / \text{s}$$

Ahora se necesita conocer esta ecuación en número de mach, que lo podemos lograr de la siguiente manera.

$$M_{prop-tip} = \frac{v_{prop-tip}}{v_{sound}} \quad (79)$$

Un término que no se conoce es el siguiente.

$v_{sound}$  = Velocidad del sonido, en un medio de análisis (aire)

$$M_{prop-tip} = \frac{1584,34 \text{ ft} / \text{s}}{1118,42 \text{ ft} / \text{s}}$$

$$M_{prop-tip} = 1,42$$

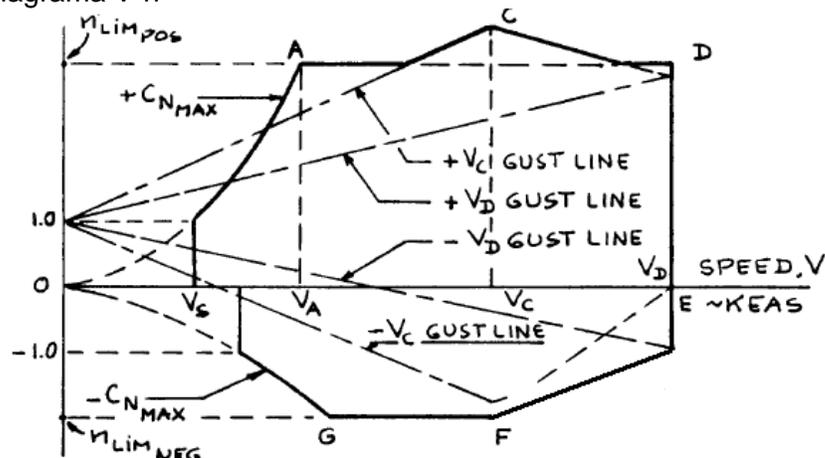
Con esto se determinara, que la selección de hélice fue acertada y que esta servirá para poder realizar cualquier tipo de vuelo y de maniobra sin ningún inconveniente.

## 4.8 PESO Y BALANCE

Este parámetro es de gran importancia, ya que las limitaciones de balance en este tipo de diseños son muy cerradas, y el más mínimo esfuerzo concentrado puede causar un daño en la estructura. Es de gran importancia establecer los valores adecuados para tener una maniobrabilidad y estabilidad, para esto se debe establecer que algunos elementos no nos generen momentos alrededor del centro de gravedad que no se encuentren en los límites permisibles para una buena estabilidad.

**4.8.1 Diagrama de V-n.** Para seguir con este diseño, y en especial con la sección de estimación de pesos, es preciso conocer la gráfica que nos va a revelar con que velocidades debe maniobrar el autogiro para no sobrepasar el factor de carga para el cual va a estar diseñado. Esta grafica es conocida como diagrama V-n. El diagrama V-n se puede observar en la Figura 66.

Figura 66. Diagrama V-n



Fuente: Airplane Design - Part VI. Jan Roskam

Aquí se puede observar que se encuentran los siguientes factores:

$n_{lim_{pos}}$  = Factor de carga límite positivo

$n_{lim_{neg}}$  = Factor de carga límite negativo

$V_S$  = Velocidad de pérdida de diseño

$V_A =$  *Velocidad de maniobrabilidad de diseño*

$V_C =$  *Velocidad de crucero de diseño*

$V_D =$  *Velocidad de sobre – torque*

$C_{NMAX} =$  *Coefficiente máximo de fuerza normal*

De acuerdo con la regulación que aplica para este tipo de diseño “FAR 27” se puede determinar los factores de carga limite positivo y negativo, donde se obtiene lo siguiente:

$$\eta_{Lim+} = 3,5$$

$$\eta_{Lim-} = -1$$

Para los diseños de autogiros se debe tener una velocidad de perdida “ $V_{Stall}$ ”, esta es la velocidad en la cual el autogiro empieza a perder altura y por lo tanto se asumirá la siguiente velocidad:

$$V_{Stall} = 38,4 \text{ ft} / \text{sg}$$

Con esto se conoce cuál sería la velocidad de maniobrabilidad del autogiro “ $V_A$ ” por medio de la siguiente ecuación:

$$V_A = V_{Stall} (\eta_{Lim+})^{1/2} \quad (79)$$

Donde con los valores determinados por norma podemos llegar a decir que esta velocidad es:

$$V_A = 38,4(3,5)^{1/2}$$

$$V_A = 71,84 \text{ ft} / \text{sg}$$

La velocidad de crucero del diseño “V<sub>C</sub>” será la que se ha venido manejando durante todo el proceso de diseño, ya que es un parámetro que se ha venido utilizando constantemente.

Para la velocidad de sobre-torque “V<sub>D</sub>” también conocida como velocidad de picada, donde se determina por la siguiente ecuación:

$$V_D = 1,25(V_C) \quad (80)$$

Donde se obtendrá el siguiente resultado:

$$V_D = 1,25(93,95 \text{ ft / sg})$$

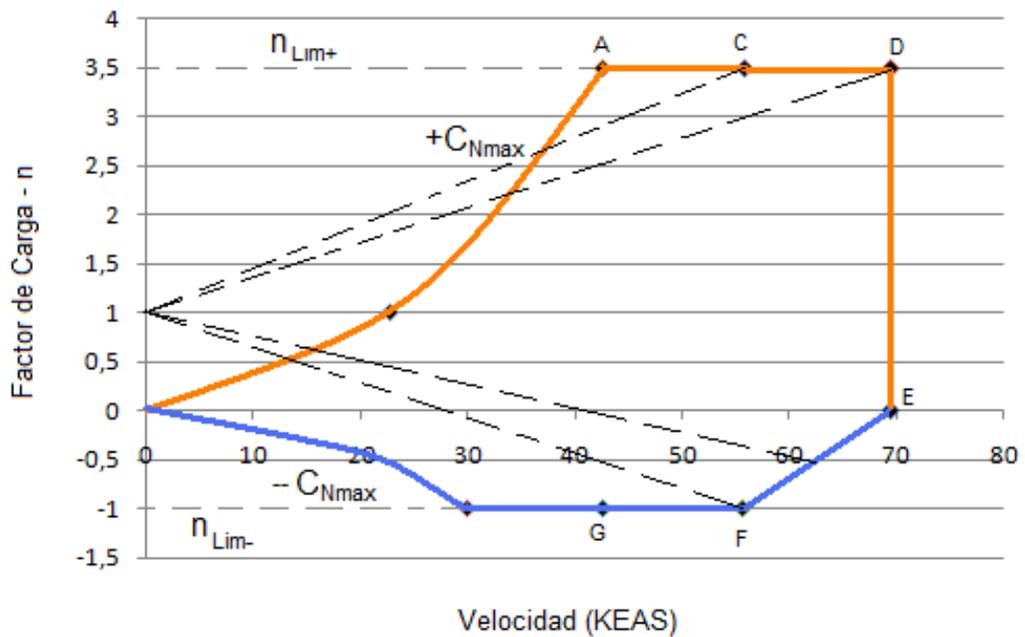
$$V_D = 117,4 \text{ ft / sg}$$

Para la realización de la gráfica 8 del diseño, se tiene que hacer las conversiones como se ve en la tabla 39, quedando las cosas de la siguiente forma:

Tabla 39. Conversiones de Velocidad para Diagrama V-n

VEL	ft/sg	m/sg	KEAS
VS	38,4	11,70432	22,75
VA	71,84	21,896832	42,56
VC	93,95	28,63596	55,66
VD	117,4	35,78352	69,55

Gráfica 8. Diagrama de V-n



**4.8.2 Pesos de los componentes.** Para hacer el programa de peso y balance se debe tener en cuenta la relación de los pesos de todos los componentes que tiene el autogiro y lo que este deberá cargar como cargas extras.

➤ **Motor.** Para el caso de la planta motriz, se tiene que para todo el sistema de un rotax 528, que es el modelo que utilizará nuestra aeronave, se debe tener los siguientes pesos para el cálculo de los centros de gravedad:

Peso Motor	127.8 lb
Eje del generador	6.6 lb
Eje de la bomba de vacío	1.7 lb
Eje del gobernador hidráulico	6 lb
Tapa del motor	3 lb
<b>Total peso del motor</b>	<b>145 lb</b>

Otros sistemas que tiene el motor y cuentan para el proceso de peso & balance son:

Sistema de exhosto	7.3 lb
Filtro de entrada	0.5 lb
Radiador de aceite	0.8 lb
Radiador de aire	1.8 lb
Total de peso del motor	155 lb

Además de estos también se incluyen dentro de los pesos del motor algunas partes que son de la hélice que este va manejar.

Peso de los controles	1 lb
Sistema de encendido	0.5 lb
Sistema pre-rotador	4 lb
Total del peso de las plantas motrices	<b>160.5 lbs</b>
Total del peso de la hélice del motor	<b>6 lbs</b>
Total del combustible de misión	<b>38 lbs</b>

➤ **Equipos fijos.** Los equipos fijos que estarán instalados en este autogiro serán los siguientes:

1. Panel con sus respectivos instrumentos	<b>8 lbs</b>
2. Silla del tripulante	<b>4 lbs</b>
3. Tanque de combustible	<b>5 lbs</b>

Para el caso de los instrumentos se tienen los siguientes pesos:

Indicador de velocidad	0.15 lb
Altímetro	0.2 lb
Indicador de velocidad vertical	0.55 lb

Tacómetro	0.2 lb
Indicador de temperatura del exhosto	0.2 lb
Horometro	0.2 lb
Tacómetro del rotor	0.8 lb
Otros (cables etc.)	1.5 lb
<b>Total de los instrumentos</b>	<b>3.8 lbs</b>

➤ **Estructura.** Para los pesos estructurales de este autogiro, tienen que estar compuestos por los siguientes elementos:

Rotor y Componentes	40 lbs
Estructura	30 lbs
Empenaje	
Estabilizador Vertical	6 lbs
Estabilizador horizontal	5 lbs
Cabina	60 lbs
Tren de Aterrizaje	
NLG	6 lbs
MLG	12 lbs
<b>Peso total de la estructura</b>	<b>159 lbs</b>

➤ **Tripulación.** Para este autogiro, sólo se necesitara para tripulación de un piloto que lo manibre según lo indicado en la misión de diseño, ya que es un autogiro monoplaza para fines deportivos. Por lo tanto el peso de tripulación permitido será de:

Piloto	170 lbs
--------	---------

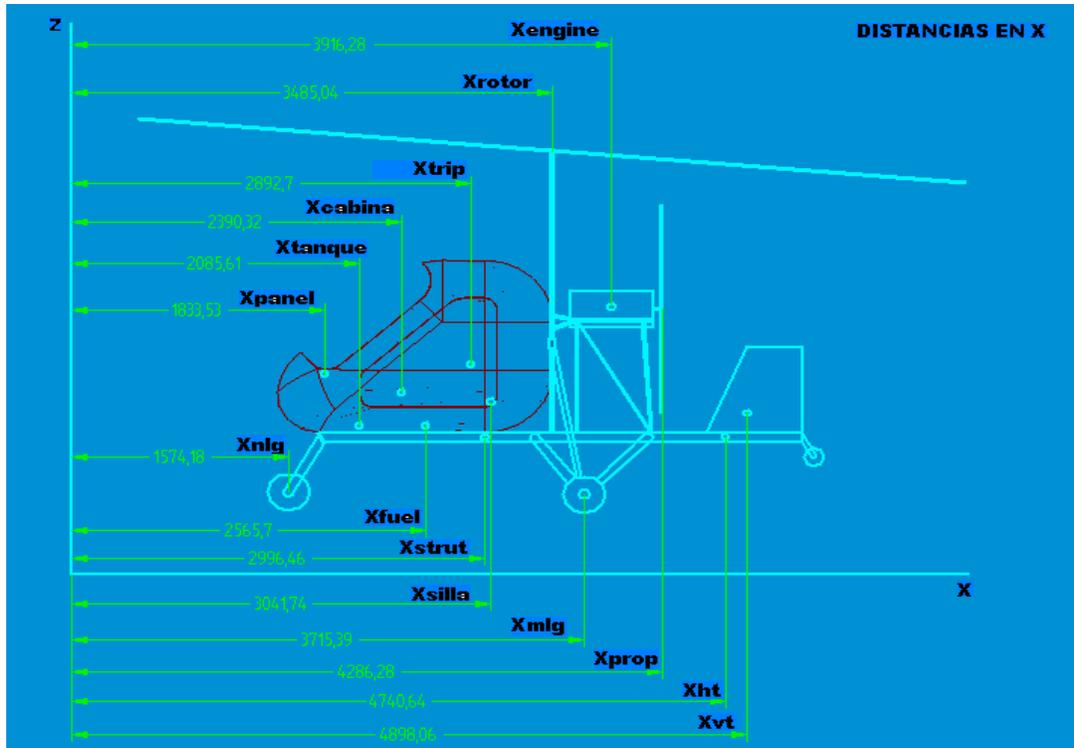
**4.8.3 Ubicación de los centros de gravedad.** En la tabla 40 se muestra la relación de pesos relacionados en el literal anterior, donde se relacionan estos pesos con los centros de gravedad de cada uno de estos componentes según una línea de referencia a 5 ft o 60 pulgadas en cualquiera de los dos ejes, donde se puede ver en la figura 67, que muestran las distancias en milímetros.

Tabla 40. Relación de Pesos y Distancias

PESO COMPONENTES			
COMPONENTE	PESO (Wi)	DISTANCIA(Xi)'in'	Wi*Xi
CABINA	60	94,11	5646,6
ESTRUCTURA	30	117,97	3539,1
ROTOR	40	137,21	5488,4
GRUPO EMPENAJE			
VT	6	192,83	1156,98
HT	5	186,63	933,15
MOTOR	160	154,18	24668,8
PROPELLER	6	168,75	1012,5
GRUPO TREN			
MLG	12	146,27	1755,24
NLG	6	61,97	371,82
EQUIPO FIJO			
PANEL + INSTRUMENTOS	8	72,18	577,44
TANQUE DE COMBUSTIBLE	5	82,11	410,55
SILLA	4	119,74	478,96
We	342	1533,95	46039,54
COMBUSTIBLE	38	101,01	3838,38
We+Wfuel	380	1634,96	49877,92
TRIPULACIÓN	170	113,88	19359,6
WTO	550	1748,84	69237,52

En la tabla 40, se ve la relación que hay entre los pesos de cada componente y la distancia a los cg de cada uno de estos mismos ver figura 67, todo esto para poder encontrar el momento que cada uno de estos componentes que influyen en el autogiro. La figura 67, nos muestra las distancias que tiene de la línea de referencia hasta cada centro de cada componente y estas tomadas en milímetros y para la tabla las hemos convertido a pulgadas.

Figura 67. Distancias de los Centros de Gravedad de los Componentes

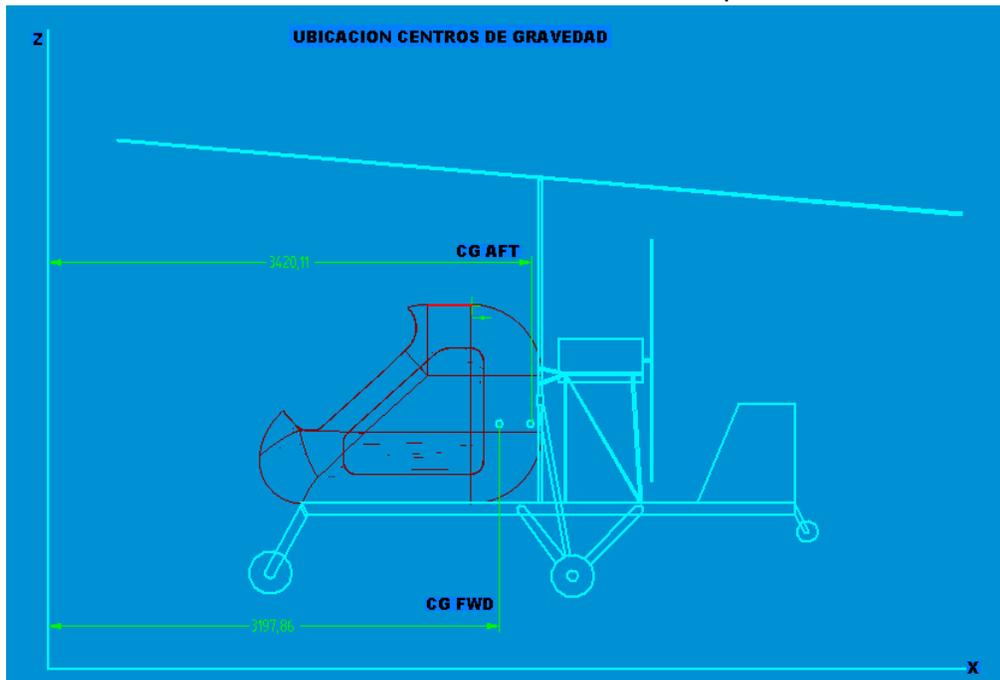


Como se ve en la tabla 40, se tiene en la parte enmarcada los centros de gravedad que tiene nuestra aeronave para los componentes desarrollados y los se puede encontrar visibles en la figura 68, donde se ve la ubicación del CG-AFT y la del CG-FWD, que son los centros de gravedad mas delanteros y mas traseros y las distancias que tienen cada una de estas desde la línea de referencia se muestra en la tabla 41.

Tabla 41. Relación de Pesos y Distancias

	Xcg (in)	
We	134,65	MOST AFT
We+Wfuel	131,28	
Wto	125,9	MOST FWD

Figura 68. Distancias de los Centros de Gravedad de los Componentes



## 4.9 PARAMETROS DE RENDIMIENTO

**4.9.1 Potencia requerida.** Para requerimientos de avance del autogiro, se debe contrarrestar la resistencia del avance con otra fuerza de la misma magnitud o que sea mayor, por estos motivos es que se implementara un sistema de propulsión capaz de causar este efecto, Este debe cumplir con la siguiente igualdad:

$$D = T \quad (81)$$

Con las fuerzas de Drag las cuales se deben contrarrestar, se puede aplicar la fórmula 82, para poder hallar la potencia requerida a cada una de las velocidades de vuelo, donde se debe multiplicar el Drag por la velocidad de la aeronave.

$$P_{Re\ queerida} = D * V_{aire} \quad (82)$$

Por motivos de estandarización del mercado de motores que especifican sus parámetros de potencia en caballos de fuerza, se debe proceder a hacer que las potencias a hallar en el diseño también queden en estas unidades, por lo que se tendrá la fórmula 82, como lo siguiente:

$$P_{Re\ queerida} = \frac{D * V_{aire}}{746} \quad (83)$$

Con esto, el siguiente parámetro a tener en cuenta sería la altitud de operación ya que es una variable que afecta el rendimiento de una planta motriz, en cuestión de su potencia y su velocidad. Por lo que para el autogiro tomaremos la más común que sería la del nivel del mar y que estaría representada por las siguientes ecuaciones:

$$V_o = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 S C_L}} \quad \text{Y} \quad P_{Ro} = \sqrt{\frac{2W^3 C_D^2}{\rho S C_L^3}}$$

Donde se tendrá que la potencia y velocidad requerida para la altura de operación estaría determinada por:

$$V_{Alt} = V_0 \left( \frac{\rho_0}{\rho} \right)^{1/2}$$

Y

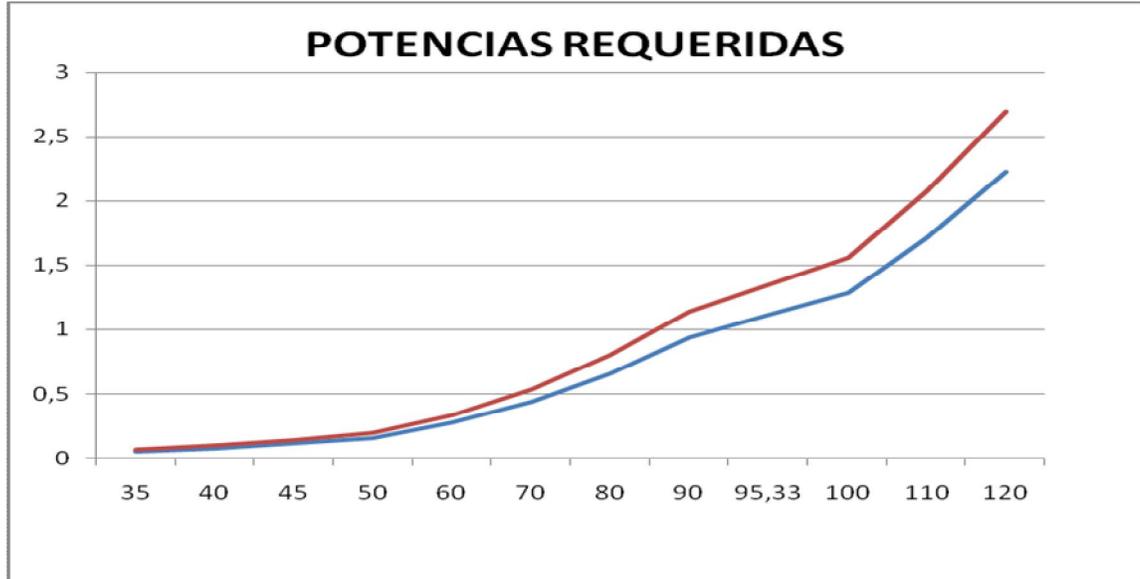
$$P_{R_{Alt}} = P_{R_0} \left( \frac{\rho_0}{\rho} \right)^{1/2}$$

Tabla 42, Potencias Requeridas

VEL (ft)	Preq (vatios)	Preq (HP)	Vh@8000ft	Ph@8000ft (vatios)	Ph@8000ft (HP)
35	3708,003528	4,970514113	42,38009565	4489,872692	6,018596101
40	6149,976697	8,243936591	48,43439503	7446,76002	9,982252037
45	7880,858811	10,5641539	54,48869441	9542,615721	12,79171008
50	10810,50591	14,49129479	60,54299379	13090,00785	17,54692741
60	12453,70281	16,6939716	72,65159255	15079,68904	20,21406038
70	15820,81505	21,20752688	84,76019131	19156,79015	25,67934337
80	19679,92543	26,38059709	96,86879006	23829,63206	31,94320652
90	23117,18584	30,98818478	108,9773888	27991,67278	37,52234957
<b>95,33</b>	<b>26639,87935</b>	<b>35,71029403</b>	<b>115,431272</b>	<b>32257,161</b>	<b>43,2401622</b>
100	30749,88349	41,21968296	121,0859876	37233,8001	49,91126019
110	33254,07712	44,57651089	133,1945863	40266,02769	53,97590844
120	35866,6641	48,0786382	145,3031851	43429,50444	58,21649388

Con estos valores se procede hacer una muestra grafica de las potencias a las diferentes alturas, como se ve en la grafica 9, donde la línea azul es para nivel del mar y la roja es para el nivel de vuelo al que será sometido la aeronave.

Gráfica 9, Potencias Requeridas



**4.9.2 Potencia disponible.** Para el hallazgo de las potencias Disponibles a las diferentes velocidades de vuelo se hará primero el análisis del empuje Disponible, que es la componente de fuerza producida por la hélice. Donde se tiene que este empuje debido a las características de propulsión de la hélice está definido como:

$$T_{Dis} = \frac{\eta_{pl} * P}{V_{aire}} \quad (84)$$

De acuerdo con la fórmula 84, y con los diseños de autogiros examinados con características parecidas al autogiro deportivo monoplaza se puede decir que con un motor de 64HP se puede garantizar una operación segura de la aeronave.

Sabiendo el rendimiento que tiene la hélice a las diferentes velocidades de vuelo, se puede determinar la potencia disponible que es hallada por el producto entre los SHP y la eficiencia de la hélice.

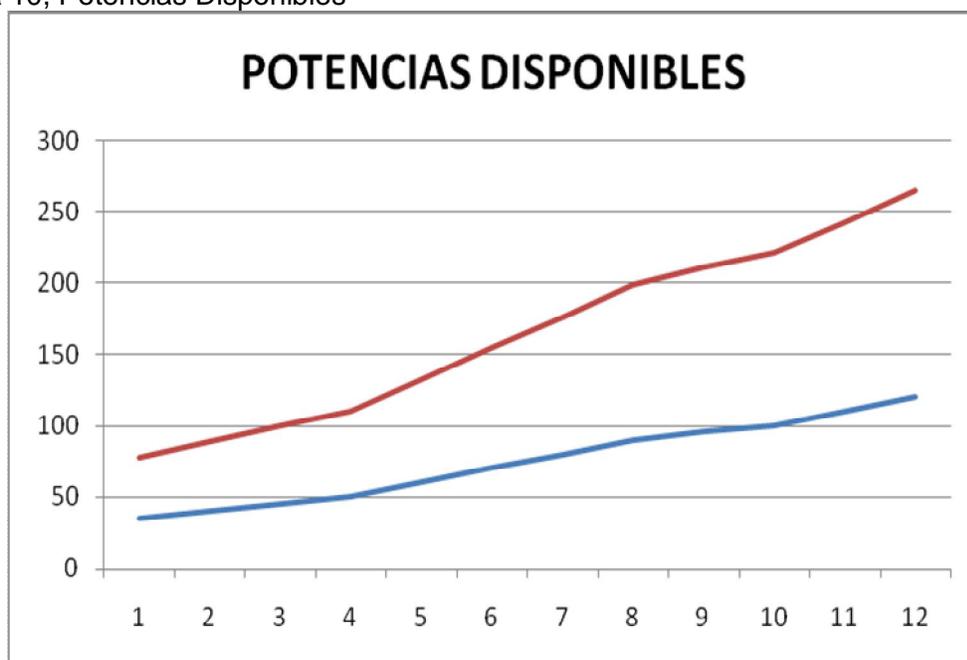
Donde se puede ver los valores obtenidos en la tabla 43 y en la gráfica 10, que muestra valores de potencias disponibles al nivel del mar y en una altura de vuelo diferente.

Tabla 43, Potencias Disponibles

VEL (ft)	Pdis (vatios)	Pdis (HP)	Vh@8000ft	Ph@8000ft (vatios)	Ph@8000ft (HP)
35	2841,939399	3,80952663	42,38009565	3441,190388	4,612855748
40	6103,555242	8,18161578	48,43439503	7390,550143	9,906903676
45	8329,665076	11,16564306	54,48869441	10086,05722	13,52018394
50	11709,88513	15,69671727	60,54299379	14179,03006	19,0067427
60	14227,9438	19,07209239	72,65159255	17228,04626	23,09389579
70	17754,13827	23,79884052	84,76019131	21497,77366	28,81739096
80	20815,03929	27,90187803	96,86879006	25204,09589	33,78565133
90	24044,72323	32,23116351	108,9773888	29114,79058	39,02786942
<b>95,33</b>	<b>26982,45834</b>	<b>36,16910115</b>	<b>115,431272</b>	<b>32671,97615</b>	<b>43,79621468</b>
100	30317,06139	40,63902726	121,0859876	36709,71319	49,20873082
110	32762,13285	43,91656542	133,1945863	39670,35211	53,1774157
120	35289,31491	47,30417016	145,3031851	42730,41547	57,27937731

Con estos valores se procede hacer una muestra gráfica de las potencias a las diferentes alturas, como se ve en la gráfica 10, donde la línea azul es para nivel del mar y la roja es para el nivel de vuelo al que será sometido la aeronave.

Gráfica 10, Potencias Disponibles



**4.9.3 Velocidad de crucero.** Esta es la velocidad en la que el autogiro realizará su trabajo de vuelo, cuando este alcanza todos sus valores máximos de rendimiento como su sustentación, resistencia al avance y demás factores aerodinámicos para poder sostenerse en el aire se tiene que va a sostenerse con una velocidad de crucero que la se puede obtener de la fórmula 85 que se observa a continuación:

$$V_{cruise} = \sqrt{\frac{2}{\rho * CL} * (CD)} \quad (85)$$

Sabiendo que la densidad es la que se utiliza en vuelos a nivel del mar, teniendo el valor del coeficiente de lift y con la carga discal que se ha hallado para el rotor se puede desarrollar esta fórmula y encontrar la velocidad de crucero. Teniendo lo siguiente:

$$V_{cruise} = \sqrt{\frac{2}{0,002378 * 0,147} * (1,59)}$$

$$V_{cruise} = 98,62 \frac{ft}{sg}$$

**4.9.4 Rata de ascenso.** La velocidad con que una aeronave asciende es llamada rata de ascenso, este parámetro está relacionado con la potencia disponible ya que depende de este valor en gran parte y está determinada por la ecuación 86, que básicamente es el cociente entre la diferencia de potencias y el peso total de la aeronave.

$$R/C = \frac{(P_{dis} - P_{req})}{W_{TO}} \quad (86)$$

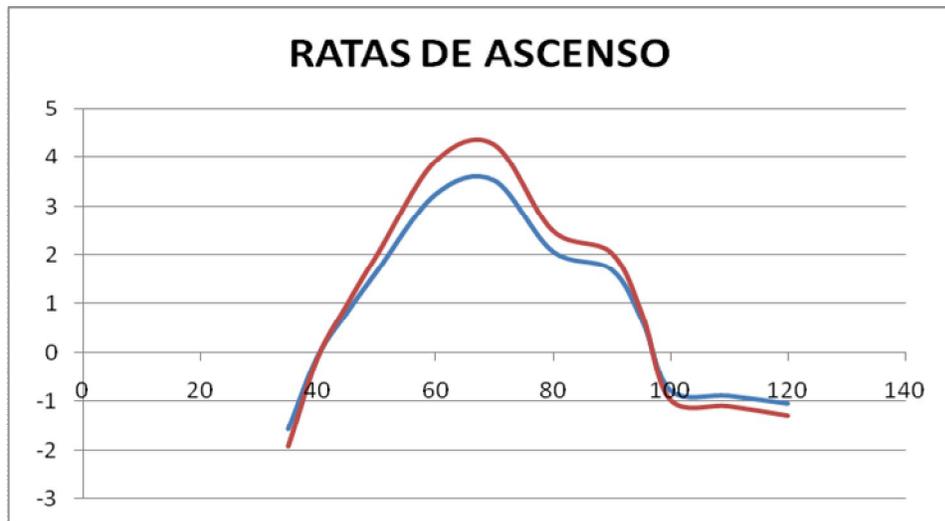
Después de haber conocido las potencias en la tabla 44, se pueden ver los valores que se obtienen de R/C para diferentes alturas de vuelo del autogiro.

Tabla 44, Ratatas de Ascenso

VELOCIDAD	R/C (SL)	R/C (8000ft)
35	-1,57466205	-1,9066951
40	-0,08440265	-0,10219978
45	0,81601139	0,98807545
50	1,63523494	1,98004038
60	3,2258927	3,90610403
70	3,51513312	4,25633365
80	2,06384338	2,49902514
90	1,68643161	2,04203237
95,33	0,62287089	0,75420937
100	-0,78694927	-0,95288529
110	-0,89444414	-1,08304652
120	-1,04972579	-1,27107084

Con estos valores se procede hacer una muestra grafica de las ratas de ascenso a las diferentes alturas, como se ve en la gráfica 11, donde la línea azul es para nivel del mar y la roja es para el nivel de vuelo al que será sometido la aeronave.

Gráfica 11, Ratas de Ascenso



**4.9.5 Tiempo de operación y rango.** El Rango es aquel que va utilizar la aeronave según el combustible que se vaya a utilizar, la potencia a la que se va a viajar y la potencia que se va a tener en el motor, para el cumplimiento de este rango.

Teniendo en cuenta las diferentes etapas de vuelo y el consumo de combustible que existe en estas etapas y sabiendo que para una hora de vuelo (1h=60min) habrá un consumo de 22 lb de combustible según parámetros del motor.

Teniendo en cuenta estos valores, se pueden determinar que para el uso de el autogiro el valor de combustible que se va a utilizar para cumplir los objetivos será de 38 lbs de combustible sabiendo que para este combustible la aeronave tendrá una duración en vuelo aproximadamente de 105 min, entonces se tiene que para hallar el rango utilizamos la fórmula 87.

$$D = V * t \quad (87)$$

Donde se obtiene el valor utilizando la velocidad de crucero y se deduce lo siguiente:

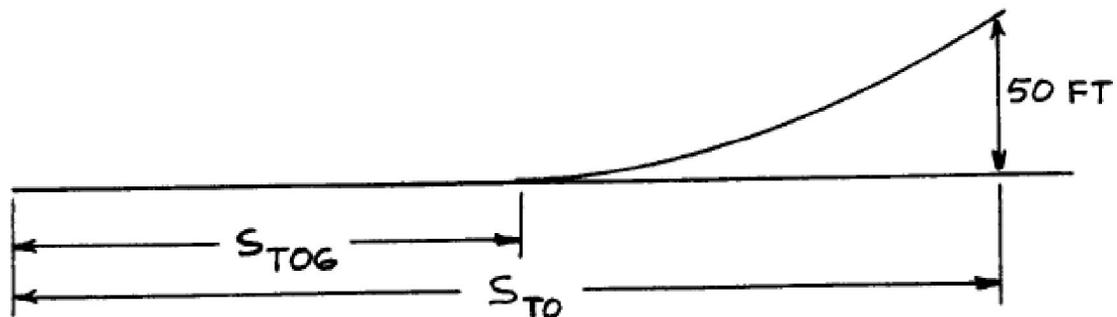
$$D = 98,62 * 6218,18$$

$$D = 613236,91 \text{ ft} = 186,42 \text{ Km} = 100 \text{ mn}$$

**4.9.6 Distancia de despegue.** Las fórmulas utilizadas para el desarrollo de estas distancias son encontradas en los libros desarrollados por JAN ROSKAM, donde se hace una evaluación para aeronaves tipo FAR-23.

El autogiro deportivo monoplaza tiene una carga discal pequeña por lo tanto se puede utilizar este método ya que se necesitará mucho menos distancia de la que pueda necesitar una aeronave tipo FAR-23, por lo tanto se puede comprobar las distancias de despegue con estas formulas ya que se debe cumplir unos parámetros establecidos al principio de el proyecto, donde se ven las distancias de despegue en la figura 69.

Figura 69. Distancias de Despegue



Fuente. JAN ROSKAM, Preliminary sizing

Para hallar los valores de distancias requeridas según el 'base-line' de los diferentes autogiros, se sacó una distancia donde que es  $S_{TO} = 170 \text{ ft}$ , con este valor a cumplir con las formulas 88, 89 y 90, se pueden determinar la potencia que debemos cumplir para que el autogiro pueda despegar en estas distancia.

$$S_{TO} = 1,66S_{TOG} \quad (88)$$

$$S_{TO} = 8,134 (TOP_{23}) + 0,0149 (TOP_{23})^2 \quad (89)$$

$$TOP_{23} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} * \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{\sigma * Cl_{MAXto}} \quad (90)$$

Con la fórmula 88 se puede obtener la distancia de despegue que es la siguiente:

$$S_{TOG} = \frac{170,ft}{1,66}$$

$$S_{TOG} = 102,41ft$$

Teniendo el valor de  $S_{TOG}$  se puede desarrollar la fórmula 89, donde desarrollándola por el método cuadrático, se obtienen los siguientes resultados:

$$TOP_{23} = \frac{-8,134 \pm \sqrt{(8,134)^2 - 4(0,0149)(-170)}}{2(0,0149)}$$

$$TOP_{23} = 20,16$$

$$TOP_{23} = -566,06$$

Donde se tiene que el único valor que sirve para poder hallar la potencia requerida para poder operar la aeronave en esta distancia, es el valor positivo y con estos valores y la fórmula 90 se puede encontrar la fórmula 91 desarrollando lo siguiente:

$$TOP_{23} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} * \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{\sigma * Cl_{MAXto}}$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = \frac{TOP_{23} * \sigma * Cl_{MAXto}}{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}} \quad (91)$$

Donde reemplazando los valores de la fórmula 91 y sabiendo que  $\sigma = 1$  para vuelos a nivel del mar se obtiene:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = \frac{20,16 * 1 * 1,7}{1,75}$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = 19,58$$

Teniendo este valor y el peso de TAKE OFF, se puede saber que la potencia necesaria es la siguiente:

$$P = \frac{W}{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}} = \frac{550}{19,58}$$

$$P = 28,09hp$$

## 4.10 ESTABILIDAD

Las variables de las cuales depende un autogiro para su estabilidad son; el pilot induced oscillation (PIO) y el power push over (PPO), los cuales depende de la ubicación de la línea de empuje de la aeronave con respecto de su centro de gravedad.

Hay dos formas de estudiar la estabilidad longitudinal de un autogiro, mirando su comportamiento dinámico y su comportamiento estático.

La parte estática es la que concierne a todo la parte geométrica del autogiro. Por otra parte la dinámica es muy similar a la de una aeronave convencional. Como es mirado en helicópteros y en aeronaves de ala fija se tienen dos modos de oscilación: el modo de periodo corto, que es la oscilación producida por el pitch de la aeronave cuando vuela a una velocidad constante, y el periodo largo o 'phugoid', que es la oscilación producida por el pitch cuando se tiene un ángulo de ataque constante.

**4.10.1 Estabilidad estática.** Para el caso de un autogiro el movimiento longitudinal está dado según 5 parámetros importantes como lo son la velocidad del aire, el ángulo de ataque del fuselaje, actitud de pitch, velocidad angular de pitch y velocidad del rotor.

De los parámetros el más importante es el del ángulo de ataque, pero para realizar el estudio del ángulo de ataque toca considerar el momento de pitch, por lo tanto se hace un estudio donde se analiza los momentos de pitch vs el ángulo de ataque. Cuando se tiene la nariz hacia arriba se tiene un ángulo positivo y por lo tanto un momento de pitch positivo.

Figura 70. Momento de Pitch en función del ángulo de ataque

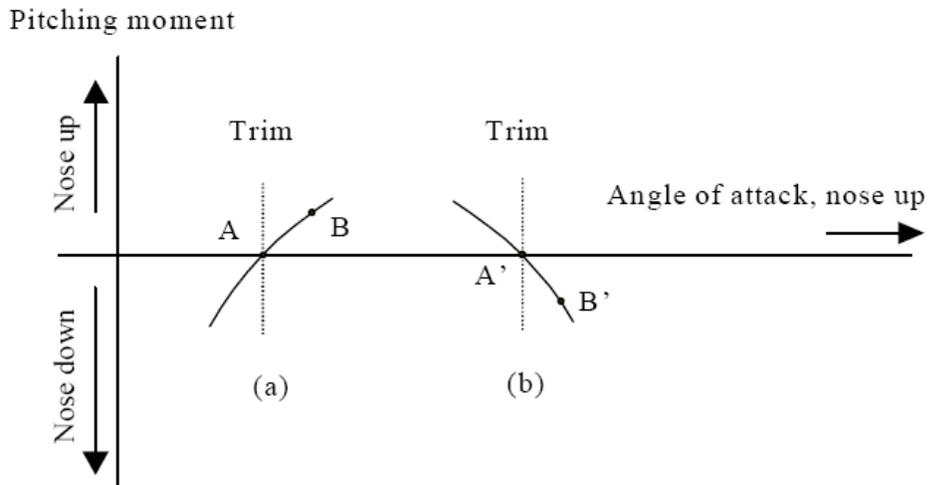


Figure 1 : Pitching moment as a function of angle of attack

Fuente. Jean Fourcade. Longitudinal stability of gyroplanes

Para el caso de la figura 70, cuando se tiene el trim en la posición A, y para dado caso si llegase a haber un viento cruzado que pase el ángulo de ataque a la posición B, se puede ver que el punto B no se encuentra sobre el trim ya que se sale un poco del eje x y por lo tanto el momento de pitch ya no está cerca de 0. Para el caso (a), hay un caso inestable ya que cuando se tiene una perturbación que nos haga aumentar el ángulo de ataque ya que nos muestra una tendencia de 'nose up', y por lo tanto el autogiro lo que tendera es a seguir aumentando este fenómeno y por ende aumentando el ángulo de ataque hasta llegar a un punto de inestabilidad total. Lo contrario ocurre en el caso (b), donde nos muestra un caso estable ya que se ve que el punto B se mueve es con tendencia de 'nose down', donde la tendencia del autogiro es la de tener un momento de pitch negativo que por ende empieza a disminuir el ángulo de ataque del autogiro hasta que este retorne a su posición inicial de trim.

Por todo lo anterior se puede decir que la estabilidad estática de un autogiro es la derivada del momento de pitch con respecto al ángulo de ataque y por ende la mejor opción para una buena estabilidad es tener esta derivada negativa. Y donde se pueden aplicar en las fuerzas del autogiro de la siguiente forma:

➤ **Empuje de la hélice.** Para el empuje de la hélice se puede decir que es igual a cero, ya que esta variable depende de la velocidad del autogiro pero esta no es muy alterable según el ángulo de inclinación que pueda llegar a tener el autogiro.

Se puede decir que para que este sea igual a cero, entonces se considera que el empuje generado por la hélice es totalmente independiente del ángulo de ataque que pueda tener este autogiro, o sea que este empuje no tiene ningún impacto sobre la estabilidad longitudinal del autogiro.

➤ **Empuje del estabilizador horizontal.** Se puede demostrar que la derivada del momento de pitch será negativa cuando el centro de presión del empuje está posicionado detrás del CG de la aeronave, por lo tanto el estabilizador horizontal nos da mayor estabilidad.

El estabilizador horizontal tiene una mayor estabilidad cuando el brazo del momento es más largo y cuando el lift es mayor. Para hacer este cumplimiento se debería colocar el estabilizador se debe colocar lo más lejos posible por detrás del CG y por lo tanto para un mayor lift se debe aumentar su superficie.

Es de gran importancia saber que el lift es proporcional al cuadrado de la velocidad del aire así como al ángulo de ataque. Por lo tanto es mejor colocar el estabilizador en la estela de la hélice para tener el beneficio de la velocidad de la estela de aire que deja esta.

➤ **Resistencia al avance.** Para que esta fuerza aerodinámica sea negativa se debería tener su centro de presión detrás del CG. Pero igual esta derivada no es fácil de hallar ya que es una fuerza que varía considerablemente respecto al ángulo de ataque. Los estudios realizados a otros diseños de estos tipos de aeronaves han demostrado que cuando la derivada de la resistencia de avance de un cuerpo con respecto al ángulo de ataque es positiva, es cuando la contribución del drag tiende a ser desestabilizadora.

➤ **Empuje del rotor.** Esta es de las cosas más importantes de un autogiro dado que da la diferencia con respecto a otros diseños según la posición del CG con respecto a la línea de empuje del rotor. La fuerza que se compone de esta parte del diseño es la inestabilidad del rotor, relativa al ángulo de ataque.

Para la explicación de esta fuerza o esta variable, se debe hacer el estudio cuando el CG está por delante de la línea de empuje y cuando se pueda encontrar por detrás de esta misma línea. Dado por supuesto, cuando está por delante es una configuración estable y cuando se encuentra por detrás es una configuración de inestabilidad para el diseño de la aeronave.

En la figura 71 se puede observar cuando el CG está por detrás del empuje del rotor. En la figura el punto (a) se refiere al vector representante del empuje cuando existen condiciones de trim.

Figura 71. Empuje del rotor, cuando este está por delante del CG

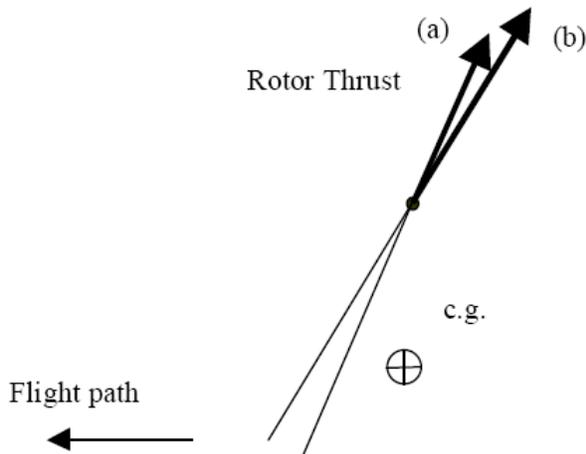


Figure 2 : Rotor thrusts when c.g. is behind thrust line

Fuente. Jean Fourcade. Longitudinal stability of gyroplanes

Para esta representación se debe suponer que hay una ráfaga de viento que lo que hace es aumentar el ángulo de ataque, lo que hace que aumente el empuje del rotor. Esto a su vez hace un aumento de la diferencia de empuje que hay entre la pala de avance y la de retroceso, esto lo que nos causa es un incremento en el ángulo de flapeo cíclico. Se sabe que el empuje del rotor es perpendicular al plano de la punta, donde un aumento en el ángulo de flapeo haría que el empuje se incline hacia atrás. En la figura 71 el empuje del rotor es el representado por (b).

Cuando hay este tipo de configuración en la que el CG esta por detrás de la línea de empuje del rotor, el momento de pitch inducido sería positivo (nose up). Donde un pequeño aumento en el empuje aumentaría este momento.

Debido a esto es por el cual el factor que hace que el empuje se inclina hacia atrás aumenta la longitud del brazo y por ende el momento. Donde cualquier incremento del ángulo de ataque aumenta el momento. Por lo tanto esta derivada del momento sería positiva, donde sabemos que esta configuración es inestable.

Ahora se analizara la situación cuando el CG estaría por delante de la línea de potencia del rotor, como se ve en la figura 72.

Figura 72. Empuje del rotor, cuando este está por detrás del CG

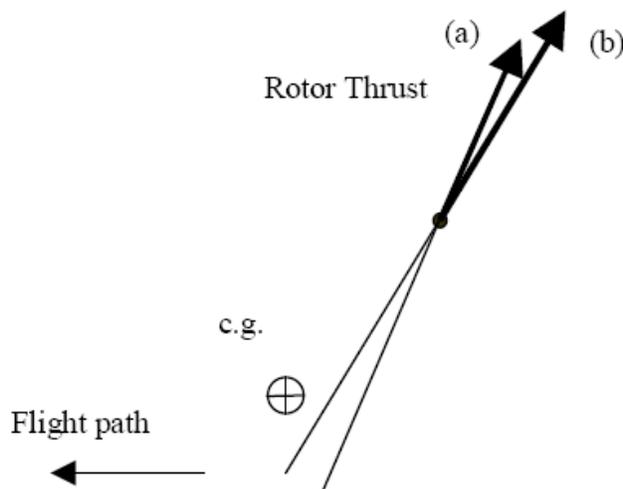


Figure 3 : Rotor thrusts when c.g. is in front of thrust line

Fuente. Jean Fourcade. Longitudinal stability of gyroplanes

En este caso, el vector lo que induce es un momento negativo (nose down). Cuando se tiene una ráfaga de viento que aumenta el ángulo de ataque el rotor tiene la misma reacción que en el caso anterior. Se tiene un aumento en el empuje y un ángulo de flapeo cíclico.

Cuando se tiene un aumento en el empuje, se aumenta el valor absoluto del momento (por ende hay mas momento de nose dawn), como este momento es negativo este será disminuido.

Para este caso el ángulo de flapeo nos disminuirá el brazo del momento y también el momento absoluto. Estos dos fenómenos no tienen una actuación igual pero la variación del empuje es de gran importancia. Para este caso cuando hay un aumento en el ángulo de ataque esto causo una disminución en el momento, por lo tanto lo que se tiene con esto es una derivada negativa y por ende una configuración estable.

Concluyendo en los dos casos lo que se tiene es:

1. En el primero; aumentando el AOA= aumento en el empuje y el flapeo= ambos aumentan el momento= aumentando el AOA= es inestable.
2. En el segundo caso; aumentando el AOA= aumento del empuje y del flapeo= disminución del momento= disminución del AOA= es estable.

Con esto, la condición de estabilidad del segundo caso es que el momento de pitch sea netamente negativo. Además, se tiene que la estabilidad aumenta a medida que el momento disminuye.

Este momento del empuje es el de mayor importancia en un autogiro ya que es la fuerza que actúa con mayor intensidad. Por lo que la posición del CG con respecto a la línea de potencia es una variable de gran importancia en el diseño del autogiro.

Para cumplir con esta condición de que el momento sea un valor negativo. Se tiene que ver que esto es ordenado por una disposición en el diseño, en la cual la posición vertical del CG relativa a la línea de potencia de la hélice y la razón para que esto suceda proviene del trim.

Una configuración diferente de diseño es cuando no tiene estabilizador horizontal el autogiro y donde el momento de pitch que proviene del cuerpo es mínimo. Es donde solo existen dos fuerzas que actúan sobre el autogiro que son la potencia de la hélice y la potencia del rotor. Es así que en la figura 73 es donde se considera una posición de CG por debajo de la línea de potencia de la hélice.

Figura 73. Autogiro de perfil bajo

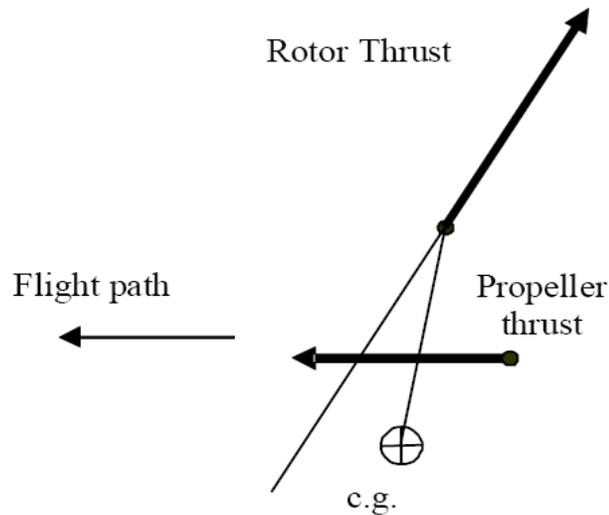


Figure 4 : Low profile gyro

Fuente. Jean Fourcade. Longitudinal stability of gyroplanes

Lo que se puede observar en esta figura es que el motor nos induce un momento de pitch hacia abajo (nose down). Para estar en trim, se debe inducir un momento de pitch arriba (nose up) positivo por el motor y por lo cual es que se debe tener un CG por detrás de la línea de potencia del rotor. Por lo tanto en este caso el ángulo de ataque tiende a ser inestable.

Para tener otro tipo de análisis y con esto poder definir el tipo de diseño, se tiene el análisis de cuando el CG se encuentra por encima de la línea del empuje del motor según figura 74, entonces se tiene un momento producido por el motor de pitch hacia arriba (nose up) y para producir un trim sería necesario que el motor produjera un pitch hacia abajo (nose down). Por lo tanto para el caso de esta figura lo que tendríamos sería una inestabilidad según el ángulo de ataque.

Para este caso se ve que la línea del empuje está debajo del CG pero muy cerca de este, las características de vuelo para este tipo de autogiros varían de las que están con el Low Profile Autogiro.

Figura 74. Autogiro de perfil alto

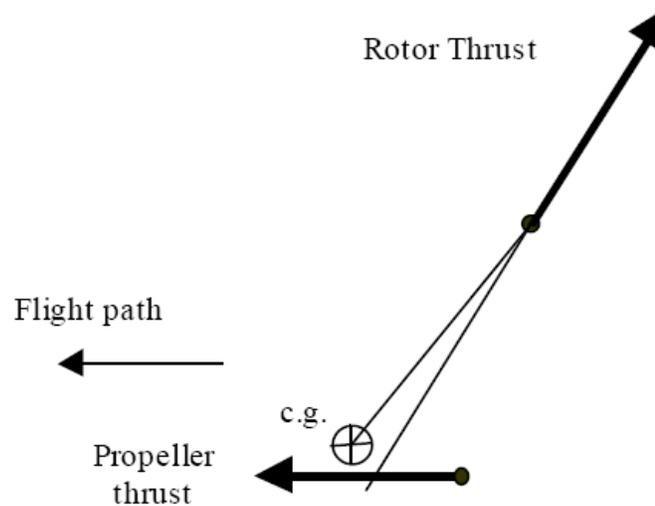


Figure 5 : High profile gyro

Fuente. Jean Fourcade. Longitudinal stability of gyroplanes

Para la definición de la posición del CG con respecto a la línea de empuje del motor, se puede decir que la posición de este CG, para tener una estabilidad en un autogiro sería estando por delante de la línea de empuje, esto para poder tener un ángulo que nos produzca un pitch hacia abajo (nose up). Cuando el diseño tiene este tipo de situación es cuando la pérdida de potencia o empuje en los autogiros no los hacen maquinas peligrosas ya que solo debe bastar con poner la barra hacia adelante para contrarrestar la pérdida de potencia y con esto un Low Profile Autogiro es controlado colocando la nariz hacia abajo, por lo contrario cuando lo que se tiene es un High Profile Autogiro la aeronave sola haría que la nariz se bajara y por lo tanto la palanca de mando solo habría que mantenerla firme.

Para el diseño de este autogiro es posible que por el posicionamiento del CG por delante de la línea de empuje no se dé un High Profile Autogiro, por lo tanto la aeronave siempre tendrá un efecto de nose down y por lo tanto se tendrá que tener un constante control de la aeronave con la palanca de mando por parte de la persona que sea o este encargada de pilotear el autogiro.

**4.10.1.1 Relación entre PIO y PPO respecto a low-/high profile gyro.** El PIO es cuando la aeronave tiende a volar con muchas oscilaciones, por lo tanto este término puede considerarse como una falta de estabilidad, lo que se considera para ponerle al autogiro un estabilizador horizontal ya que esto haría que la aeronave sea menos propensa a un PIO.

Por otro lado teniendo el PPO, que es cuando se tienen vuelos con repentinas condiciones de vuelo desfavorable, por lo que una aeronave con PIO es maniobrable más fácilmente con una buena experiencia o un buen entrenamiento.

Es por esto que se debe añadir un estabilizador horizontal, que es el encargado de contrarrestar un Bunt Over cuando el piloto no reacciona a tiempo para disminuir rápidamente, lo que el estabilizador hace es inducir un momento opuesto debido a la corriente baja de aire que nos hace que se pueda prevenir cualquier intento que pueda tener la aeronave de tener un Bunt Over.

**4.10.1.2 Principales derivadas de un autogiro.** Para el diseño de cualquier autogiro no se tiene mucha disponibilidad de información, a la cual se le pueda conocer las derivadas de estabilidad y así encontrar un base line que seguir, por lo tanto es necesario seguir unos lineamientos los cuales aseguran la estabilidad en cualquier aeronave como se muestra en la tabla 43, con estos lineamientos lo único que se debe cumplir es estar dentro de los rangos mostrados que son los lineamientos encontrados mas por experiencia que por estudios realizados a este tipo de diseño de autogiros.

En la tabla 45, se muestran las derivadas que son primordiales para un diseño en un autogiro, además de mostrar también el cumplimiento que deberá y que tendrá el diseño de este autogiro.

Tabla 45. Principales derivadas de estabilidad

<b>DERIVADAS DEL DISEÑO DEL AUTOGIRO</b>				
<b>ITEM</b>	<b>DERIVADAS</b>	<b>SUBDERIVADAS</b>	<b>REQUERIMIENTO</b>	<b>CUMPLIMIENTO</b>
1	$CL_{\alpha}$		+	+
2	$CD_{\alpha}$		+	+
3	$Cm_{\alpha}$		-	-
4		$Cm_{T\alpha}$	-	-
5		$Cm_{T\beta}$	-	-
6		$Cm_lh$	-	-
7	$CL_u$		+	+
8	$CD_u$		+	+

Teniendo en cuenta la tabla 45, a continuación se define lo que sería cada derivada:

1.  $CL_{\alpha}$ ; derivada de la sustentación debida al ángulo de ataque

Esta derivada es la que determina la sustentación del autogiro según se varíe el ángulo de ataque, cuando el ángulo de ataque aumenta y la sustentación baja esta derivada es negativa, pero cuando se tiene un ángulo que aumenta pero a su vez la sustentación aumenta de igual forma se tiene una derivada positiva. Por lo tanto esta derivada debe ser positiva para este diseño.

2.  $CD_{\alpha}$ ; derivada de la resistencia al avance debida al ángulo de ataque

Esta derivada es la resistencia al avance que general el aumento del ángulo de ataque ya que entre más se aumente este ángulo más crece la resistencia al avance, por lo tanto esta derivada debe ser positiva.

3.  $Cm_{\alpha}$ ; derivada del momento de pitch debido al ángulo de ataque

Esta derivada debe ser negativa ya que es la que nos controla los momentos de la aeronave para un nose up o un nose down, entonces para tener una estabilidad de la aeronave se debe tener un momento de pitch para que nos lo controle.

4.  $C_{mTr\alpha}$ ; sub derivada del momento de pitch debido al empuje producido por el rotor a un ángulo de ataque definido

Esta sub-derivada depende de la posición en la que se encuentre la línea de empuje del diseño con respecto del CG, para cumplir con una buena estabilidad esta derivada debe ser negativa y para que esta sea negativa la línea de empuje debe estar por delante del CG.

5.  $C_{mTp\alpha}$ ; sub-derivada del momento de pitch debida al empuje de la hélice del rotor a un ángulo de ataque

Esta sub-derivada depende del empuje que nos puede generar la hélice para producir un momento de pitch, esta debe ser negativa y esto depende de las distancias que puedan existir entre la hélice y el CG, además de contrarrestar el momento con movimientos de la columna de control del empuje de la hélice.

6.  $C_{mlh}$ ; sub-derivada del momento de pitch debido a la incidencia del estabilizador horizontal

Al tener un estabilizador horizontal este nos produce un momento contrario al sentido en que va la aeronave siendo este un nose down o un nose up, por lo tanto, está sub-derivada debe ser negativa para que este movimiento en sentido contrario al sentido de la aeronave nos disminuya el ángulo de ataque generando una estabilidad en el autogiro.

7.  $C_{Lu}$ ; derivada de la sustentación debida a la velocidad de avance

Esta derivada de velocidad de avance tiene el mismo funcionamiento que la derivada con respecto al ángulo de ataque, a medida que la velocidad aumente la sustentación también, por este motivo esta derivada debe ser positiva.

8.  $C_{Du}$ ; derivada de la resistencia al avance debida a la velocidad

Esta derivada de resistencia con respecto a la velocidad de avance al igual que con el ángulo de ataque a medida que crece una aumenta la otra, por lo tanto esta derivada también debe ser positiva.

## 4.11 TREN DE ATERRIZAJE (LANDING GEAR).

**4.11.1 Tipo de tren y sus características.** En el autogiro deportivo monoplaza, como en la mayoría de autogiros deportivos actuales se usara una configuración de tren de aterrizaje tipo triciclo (fijo), con un patín de cola en la parte trasera de esta. La configuración de las llantas va hacer la siguiente, una llanta en el tren delantero, dos en el tren principal y en la parte trasera la llanta del patín de cola

Figura 75. Ventajas y desventajas del tren de aterrizaje.

**Table 2.1 SUMMARY OF PROS AND CONS OF FIXED VERSUS  
RETRACTABLE LANDING GEARS**

<b>Gear Type:</b>	<b>Fixed</b>	<b>Retractable</b>
<b>Characteristics:</b>		
<b>Aerodynamic drag</b>	<b>High</b>	<b>Minimal</b>
<b>Weight</b>	<b>Low</b>	<b>High</b>
<b>Complexity and cost</b>	<b>Low</b>	<b>High</b>
<b>Maintenance cost</b>	<b>Insignificant</b>	<b>Significant</b>

Fuente. Airplane design, tomo IV. Jan Roskam.

La única desventaja que se observa en el tren de aterrizaje fijo que se va a usar en el autogiro deportivo monoplaza es el drag que este genera, que va hacer contrarrestado con la velocidad de operación del autogiro.

**4.11.2 Superficies de operación.** El autogiro deportivo monoplaza va estar diseñado para operar en los tipos de suelo que sea necesario en el momento de su operación. Por ejemplo. Suelo de asfalto, en paso, en carreteras des-pavimentadas o rusticas, ya que si se desea implementar esta aeronave para todos los lugares de nuestra geografía Colombiana debe estar dispuesto a soportar cualquier tipo de suelo.

Pero para poder operar en cualquier tipo de superficie debemos tener en cuenta la presión que se deben tener en las llantas para que estas no se vallan a estallar, debido que para cada tipo de superficie se debe tener una presión controlada en las cuatro llantas del autogiro monoplaza deportivo.

Con la siguiente tabla se puede tener la presión requerida y necesaria en las ruedas para poder realizar sin ningún inconveniente el aterrizaje y el despegue del autogiro deportivo monoplaza.

Figura 76. Presión de las ruedas para diferentes tipos de superficies.

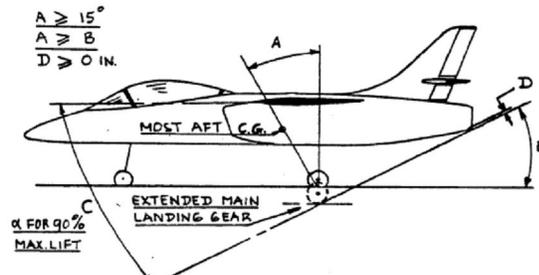
<b>Description of Surface</b>	<b>Maximum Allowable Tire Pressure</b>	
	<b>kg/cm<sup>2</sup></b>	<b>psi</b>
<b>Soft, loose desert sand</b>	<b>1.8 - 2.5</b>	<b>25 - 35</b>
<b>Wet, boggy grass</b>	<b>2.1 - 3.2</b>	<b>30 - 45</b>
<b>Hard desert sand</b>	<b>2.8 - 4.2</b>	<b>40 - 60</b>
<b>Hard grass depending on the type of subsoil</b>	<b>3.2 - 4.2</b>	<b>45 - 60</b>
<b>Small tarmac runway with poor foundation</b>	<b>3.5 - 5.0</b>	<b>50 - 70</b>
<b>Small tarmac runway with good foundation</b>	<b>5.0 - 6.3</b>	<b>70 - 90</b>
<b>Large, well maintained concrete runways</b>	<b>8.5 - 14</b>	<b>120 - 200</b>

Fuente. Airplane design, tomo IV. Jan Roskam.

**4.11.3 Ubicación del tren de aterrizaje.** Para la ubicación del tren de aterrizaje debemos tener en cuenta un parámetro muy importante que es el patín de cola, que en el caso del autogiro deportivo monoplaza va a estar ubicado en la parte trasera de este.

Cuando se logra esta ubicación en el autogiro se puede tener clara la ubicación del tren de aterrizaje principal que debe estar a una altura de +/- 15° del centro de gravedad trasero (CG AFTER) según los parámetros de diseño de un tren de aterrizaje tipo triciclo que es el que se va a usar en el autogiro.

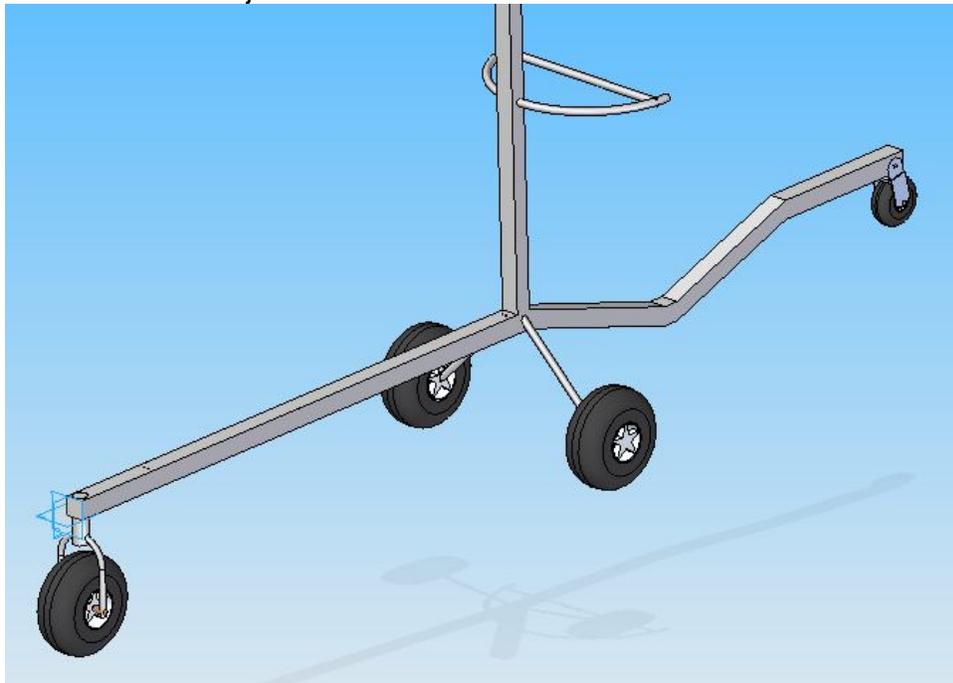
Figura 77. Configuración del tren de aterrizaje tipo triciclo.



Fuente. Airplane design, tomo IV. Jan Roskam.

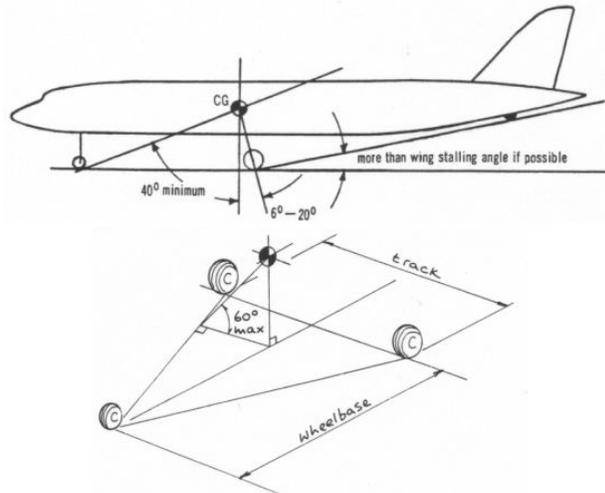
Para encontrar la altura óptima a la cual el tren de aterrizaje se encuentra con respecto al centro de gravedad (CG) se debe tener en cuenta el ángulo que se forma entre el patín de cola ubicado en la parte posterior del autogiro y el tren de aterrizaje principal, este ángulo se encuentra dentro de unas tolerancias pequeñas que son las siguientes: (+/- 5 ° hasta 12°). Para el diseño del autogiro deportivo se seleccionara el siguiente ángulo como se observa en la figura 78, para que en el momento del aterrizaje y el despegue el tren de aterrizaje delantero y principal toque superficies simultáneamente.

Figura 78. Tren de Aterrizaje del Diseño



Posteriormente que se tiene al ángulo anteriormente descrito. Se tiene que empezar a conocer la distancia (ubicación) del tren delantero respecto al tren principal y por consiguiente la distancia que deben tener entre si las dos ruedas del tren principal. Para esto se debe tener en cuenta el la figura 79.

Figura 79. Criterio lateral tipo triciclo.



Fuente. Aircraft Landing Gear Layouts

Como se encuentra en el diseño preliminar de un autogiro deportivo monoplaza también se debe de fijar o guiar en los parámetros que existen para el tren de aterrizaje de los autogiros en general

Figura 80. Autogiro

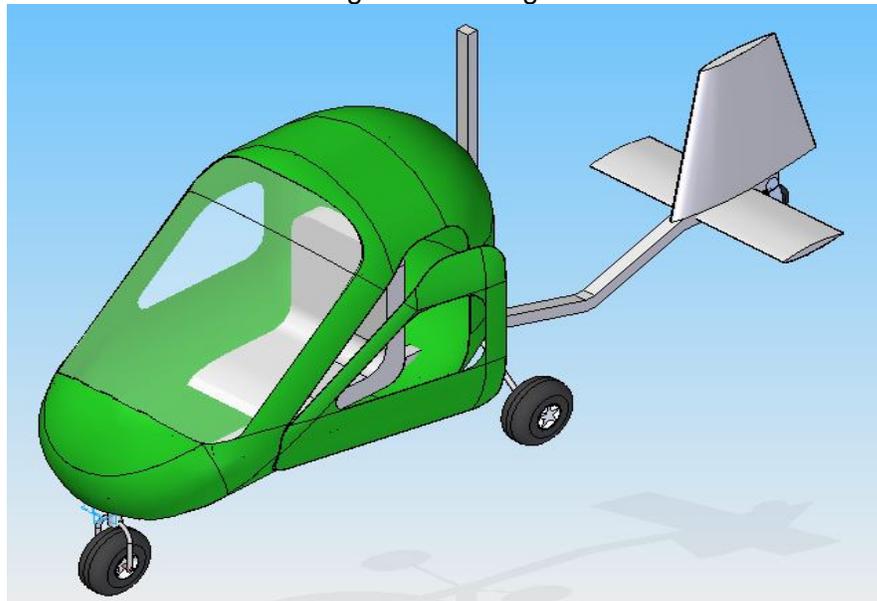
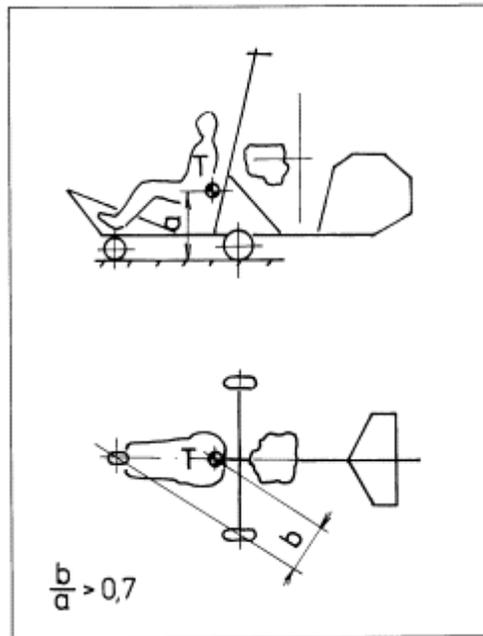


Figura 81. Configuración del Tren de Aterrizaje



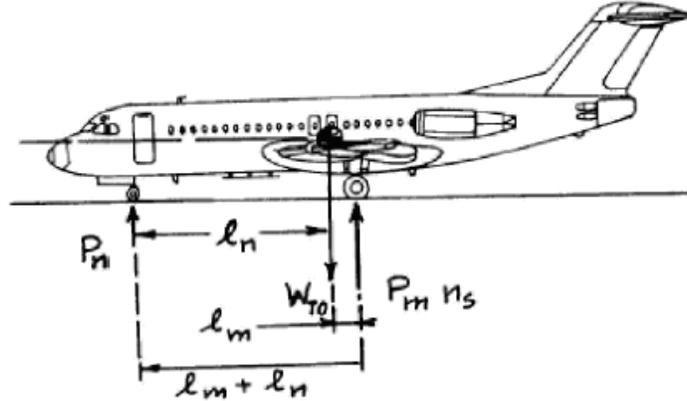
Fuente. Vírníky bez pozlátkaIng. Petr Dobiáš, Rotorklub Brno

La figura 81, muestra la relación entre la altura del centro de gravedad trasera (CG AFTER) hasta la posición del suelo (dibujo superior), y la distancia entre una línea proyectada que pasa por el tren delantero y una rueda del tren principal con su paralela que pasa por el centro de gravedad trasero (CG AFTER) (dibujo inferior) así se elimina un accidente llamado CRABBED ANGLE que le sucede a los autogiros.

$$\frac{b}{a} = 0.75$$

#### 4.11.4 Cargas en el tren de aterrizaje.

Figura 82. Cargas en el Tren De Aterrizaje.



Fuente. Airplane design, tomo IV. Jan Roskam.

#### 4.11.5 carga en el tren de nariz.

$$P_n = \frac{(W_{TO} * L_m)}{(n_s (L_m + L_N))} \quad (92)$$

Donde:

Tabla 46. Carga en el tren de nariz.

$P_n$	75,8468343
$W_{to}$	550
$l_m$	295,28
$n_s$	1
$l_n$	1845,93

#### 4.11.6 Carga en el tren principal.

$$P_m = \frac{(W_{TO} * L_n)}{(n_s (L_m + L_n))} \quad (93)$$

Donde:

Tabla 47. Carga en el tren de principal.

Pm	237,076583
Wto	550
Lm	295,28
ns	2
ln	1845,93

**4.11.7 Numero de ruedas del autogiro.** El autogiro deportivo monoplaza usara una rueda en el tren de nariz, y por su puesto una rueda en cada apoyo derecho e izquierdo del tren principal. A parte del la rueda que lleva el patín de cola.

Para poder conocer las dimensiones de las ruedas que se van a usar, se debe tener en cuenta la relación que hay entre la carga del tren principal y el tren de nariz con el peso máximo del autogiro deportivo monoplaza.

Tabla 48. Relación entre Carga y Peso

RELACION Pn/Wto	
Pn/Wto	0,13790334
RELACION Pm/Wto	
Pm/Wto	0,43104833

Con las relaciones mencionadas anteriormente, según la tabla 49, se puede escoger la llanta que mejor se nos acomode al autogiro deportivo monoplaza según su peso.

Tabla 49. Dimensión ruedas.

Typical Landing Gear Wheel Data ( $n_B = 2$ )

---

Type	$W_{TO}$ lbs	Main Gear			Nose Gear			$n_{nt}$
		$D_t \times b_t$ in. x in.	$2P_m / W_{TO}$	PSI	$D_t \times b_t$ in. x in.	$P_n / W_{TO}$	PSI	
Homebuilts	600	12x5	0.80	25	9x3.4	0.17	25	1
	1,200	12x5	0.78	45	12x5	0.22	45	1
	3,300	16x6	0.87	45	16x6	0.13	45	1
Single Engine Prop. Driven	1,600	15x6	0.80	18	15x5	0.20	28	1
	2,400	17x6	0.84	19	12.5x5	0.16	22	1
	3,800	16.5x6	0.84	55	14x5	0.16	49	1
Twin Engine Prop. Driven	5,000	16x6	0.83	55	16x6	0.17	40	1
	8,000	22x6.5	0.88	75	17x6	0.12	40	1
	12,000	26.6x7	0.84	82	19.3x6.6	0.16	82	1
Agricultural	3,000	22x8	0.95	35	9x3.5*	0.05*	55*	1*
	7,000	24x8.5	0.92	35	12.4x4.5*	0.08*	50*	1*
	10,000	29x7.5	0.85	35	25x7	0.15	35	1
*Note: these are tailwheel data								
Regional Turbo- propeller Driven Airplanes	12,500	18x5.5	0.89	105	22x6.75	0.11	57	1
	21,000	24x7.25	0.90	85	18x5.5	0.10	65	2
	26,000	36x11	0.92	40	20x7.5	0.08	40	1
	44,000	30x9	0.93	107	23.4x6.5	0.07	77	2
Business Jets	12,000	22x6.3	0.93	90	18x5.7	0.07	120	1
	23,000	27.6x9.3	0.95	155	17x5.5	0.05	50	2
	39,000	26x6.6	0.92	208	14.5x5.5	0.08	130	2
	68,000	34x9.25	0.93	174	21x7.25	0.07	113	2

Fuente. Airplane design, tomo IV. Jan Roskam.

La dimensión de la rueda es la siguiente:

12X5 in

12 (diámetro exterior).

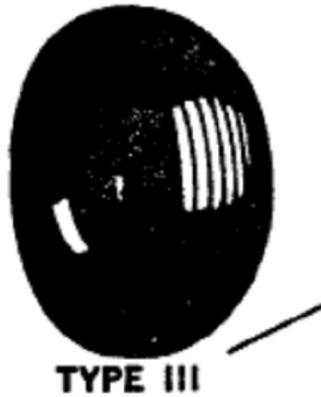
5 (máximo espesor).

Existen muchos fabricantes de llanta para aviación, la más acertada para este diseño del autogiro deportivo monoplaza son las llanta marca GOODYEAR, y en la siguientes tablas se puede seleccionar la que más se acomoda para la misión de este proyecto.



El autogiro deportivo monoplaza usara llanta de tipo III. Debido a su baja peso y que le tren que manejaemos va a ser un ten triciclo pero fijo.

Figura 83. Rueda tipo III.



Fuente. Airplane design, tomo IV. Jan Roskam.

**4.11.8 Carga dinámica del tren de nariz.** Para conocer esta carga se debe aplicar la siguiente formula del libro de Roskam, capítulo II parte IV.

$$\text{Carga Dinámica} = F_{dyn} (\text{static load}) \quad (94)$$

Donde:

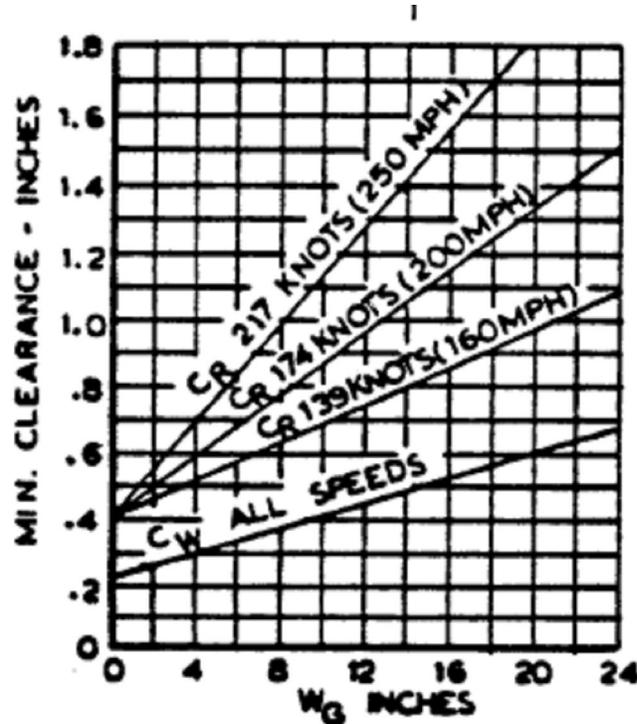
$$F_{dyn} = 1.45 (\text{LLANTAS TIPO I Y TIPO III})$$

$$\text{Carga dinámica} = 1.45 * 75,8468343$$

CARGA DINAMICA.
109,9779097

#### 4.11.9 Tolerancia de las ruedas.

Figura 84. Tolerancia Ruedas.



Fuente. Airplane design. Jan Roskam. Capítulo II Parte IV

La tolerancia que debe existir es básica e importante ya que esto es lo que va a asegurar que las ruedas en el momento que el autogiro vaya a realizar la maniobra de despegue y aterrizaje van a rodar sin ningún inconveniente. Esta tolerancia es en el tenedor del tren delantero con la rueda de nariz y la patas del tren principal con las ruedas del tren principal.

**4.11.9.1 Tolerancia dirección radial. (a lo largo).** Se debe tener en cuenta el siguiente planteamiento.

$$0.1 D_o + \text{Tolerancia radial debido a las fuerzas centrífugas.} + 1 \text{ in.} \quad (95)$$
$$W_g \text{ (Ground tire width)} = 1.04 W$$

Donde:

W (ancho de la rueda)= 5 in. Sacado de la tabla de goodyear Aircraft.

Wg	5,2
----	-----

Para los autogiros que tengan un Wg=5,2 la mínima tolerancia debido a las fuerzas centrífugas es de 0.32 in. Do (diámetro exterior)=12 in

La tolerancia radial es:

Tolerancia radial	2,52
-------------------	------

**4.11.9.2 Tolerancia dirección radial. (A lo ancho).**  $0.04 W + \text{tolerancia radial}$  debido a las fuerzas centrífugas + 1in. (96)

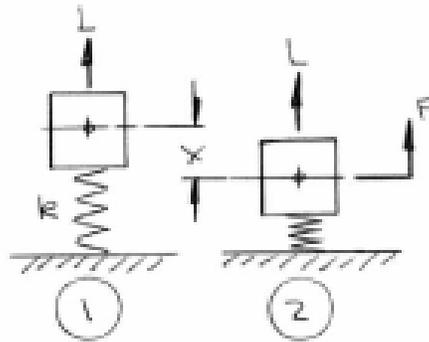
Donde Do = 5 in

Tolerancia radial	1,52
-------------------	------

**4.11.10 Cálculo factor último del tren de aterrizaje.** Según la 14 CFR parte 23, el factor último o límite que puede soportar el tren de aterrizaje se debe llevar a cabo por medio de pruebas de caída libre, como el autogiro deportivo monoplaza no será diseñado en una escala 1:1 es imposible llegar a realizar este cálculo en esta parte del proceso de diseño.

En el autogiro sucede lo mismo que en la mayoría de las aeronaves, cuando las llantas del autogiro tocan el suelo se produce la absorción del choque, mientras las piernas del tren de aterrizaje absorben la energía producida por la velocidad con la que aterriza el autogiro. (Rata vertical de touchdown (Vs)).

Figura 85. Movimiento resortes.



Fuente. Airplane design. Jan Roskam. Capítulo II Parte IV

El ejemplo básico de un aterrizaje de un autogiro es el mostrado en la figura 85, donde las llantas hacen la función de un resorte con un constante de elasticidad (k).

En ese caso la “Vs” depende la carga alar, como se está diseñando un autogiro este valor de “Vs” va a depender de la carga discal. (Wt/S)

Donde:

$$V_s = 4.4(Wt / S)^{1/4} \quad (97)$$

Siendo.

S=	314,16	ft <sup>2</sup>
Wt=	550	Lbs
Wt/S	1,75070028	
VS=	5,06122479	Ft/s

La altura de caída libre se debe establecer así:

$$H = \frac{12V_s^2}{2g} \quad (98)$$

Siendo:

$$\begin{array}{lll} V_s = & 5,06122479 & \text{Ft/s} \\ g = & 32,2 & \text{Ft/s}^2 \\ H = & 4,77316703 & \text{F/t} \end{array}$$

Cuando las ruedas comienzan a tocar el suelo en el tiempo  $t=0$  la energía cinética (KE) está dada por:

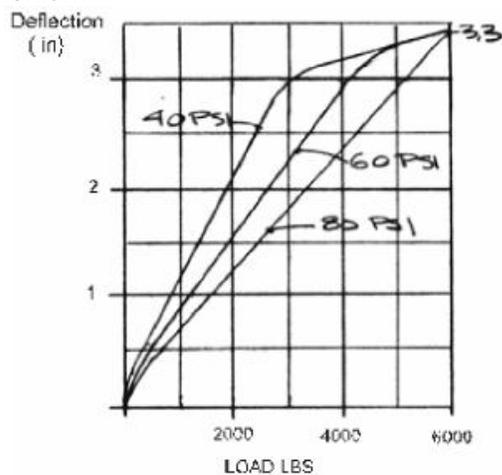
$$KE = \frac{Wt * V_s^2}{2g} \quad (99)$$

Siendo:

$$KE = 218,770156$$

Según los autogiros de similares pesos, se debe usar llantas infladas a una presión de 45 PSI para las ruedas principales y la delantera. En la siguiente gráfica se puede observar la deflexión de la llanta usada por el autogiro deportivo monoplaza.

Figura 86. Carga Vs Deflexión.



Fuente. Airplane design. Jan Roskam. capitulo II Parte IV

Según la figura 86, el autogiro deportivo monoplaza soporta una deflexión de 0,9 in (0,075ft). Para soportar un peso de 550 lbs.

La constante elástica está dada por:

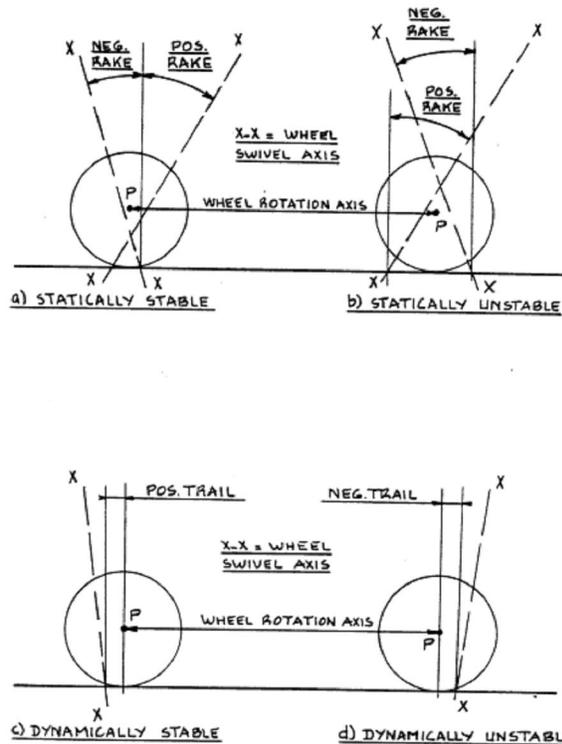
$$K_{tire} = \text{carga} / \text{deflexion.} \quad (100)$$

Donde:

DEFLEXION.            0,0075  
 $K_{tire} =$             73333,3333            lb/ft

#### 4.11.11 Interface pierna- rueda del tren de aterrizaje.

Figura 87. Carga Dinámicas Y Cargas Estáticas.

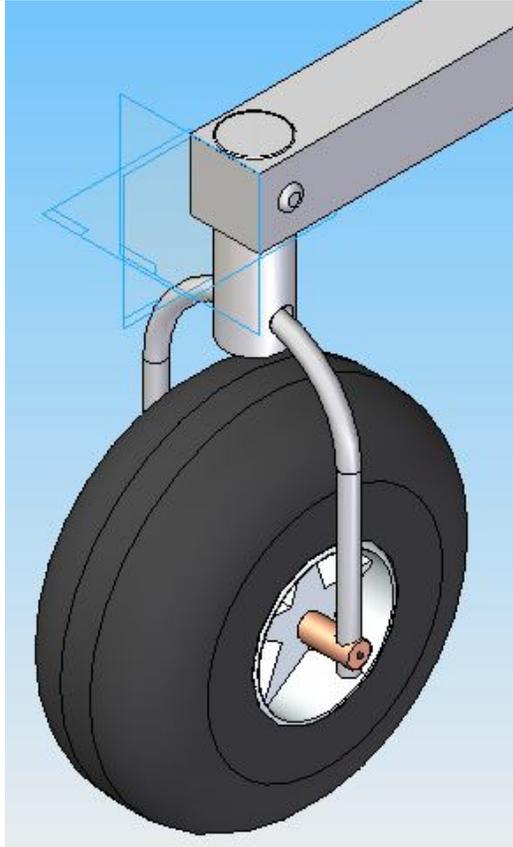


Fuente. Airplane design. Jan Roskam. Capítulo II Parte IV

En la figura 97, se puede mirar como el autogiro deportivo monoplaza obtiene una estabilidad dinámica y estática entre las ruedas y las piernas del tren de aterrizaje.

En el caso del autogiro deportivo monoplaza se observa lo siguiente.

Figura 88. Interfase Rueda Del Tren de Nariz.



#### 4.11.12 Shock absorber.

**4.11.12.1 Deflexión del shock absorber del tren principal.** Esta deflexión esta dado por la siguiente ecuación matemática.

$$S_s = \frac{[0,5(W_L / g)(W_t)^2 / (n_s * P_m * N_g)] - n_t s_t}{\eta_s} \quad (101)$$

Donde en la tabla 52, se tiene que:

Tabla 52. Deflexión Shock Absorber Tren Principal.

WL ( PESO DE ATERRIZAJE)=	550	Lb
g (FUERZA DE GRAVEDAD)=	32,2	ft/s^2
Wt=Vs (RATA VERTICAL DE TOUCHDOWN)=	5,061224793	ft/s
ns (NUMERO DE STRUTS)=	2	
Pm (MAX STATIC LOAD FOR STRUT)=	237,0765829	Lb
Ng ( LANDING GEAR LOAD FACTOR)=	3,318	
nt(EFICIENCIA DE ABSORCION DE ENERGIA DE LA LLANTA)=	0,47	
St (DEFLEXION DE LA LLANTA)=	0,0075	
$\eta_s$ (EFICIENCIA DE ABSORCION DE ENERGIA DEL SHOCK ABSORBER)=	0,7	
Ss=	0,193617227	Ft

Tabla 53. Eficiencia de los shock absorber.

**Table 2.17 Energy Absorption Efficiency of Tires and Shock Absorbers**

Element:	Energy Absorption Efficiency:
Tires:	$\eta_t = 0.47$
Shock absorbers:	
air springs	$\eta_s = 0.60 \text{ to } 0.65$
metal springs with oil damping	$= 0.70$
liquid springs	$= 0.75 \text{ to } 0.85$
oleo-pneumatic	$= 0.80$
cantilever spring	$= 0.50$

Fuente. Airplane design. Jan Roskam. Capítulo II Parte IV

Siendo

$$Ss_{design} = Ss + 1/2 \quad (102)$$

#### 4.11.13 Diámetro del shock absorber (tren principal).

$$ds = 0,041 + 0,0025(Pm)^{1/2} \quad (103)$$

Ds=	0,04259323
-----	------------

**4.11.14 Deflexión del shock absorber del tren de nariz.** La deflexión del tren de nariz está dada por la siguiente ecuación matemática.

$$S_s = ((0,5(P_n / g)(W_t)^2 / (n_s (cagadinamica)Ng)) - nt * st) / (\eta s) \quad (104)$$

Tabla 54. Deflexión Del Tren De Nariz.

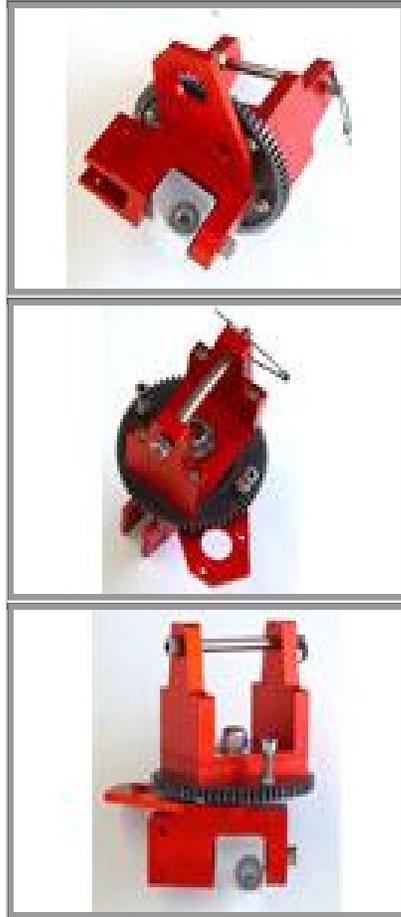
CARGA DINAMICA=	109,9779097	Lb
g (FUERZA DE GRAVEDAD)=	32,2	ft/s <sup>2</sup>
Wt=Vs (RATA VERTICAL DE TOUCHDOWN)=	5,061224793	ft/s
ns (NUMERO DE STRUTS)=	1	
Pn (static load nose landing gear)=	75,84683427	Lb
Ng ( LANDING GEAR LOAD FACTOR)=	3,318	
nt(EFICIENCIA DE ABSORCION DE ENERGIA DE LA LLANTA)=	0,47	
St (DEFLEXION DE LA LLANTA)=	0,0075	
(EFICIENCIA DE ABSORCION DE ENERGIA DEL SHOCK ABSORBER)=	0,7	
Ss=	0,113073278	Ft

Para realizar el Ss design lo único que se genera en un aumento de 1 pulgada al Ss que nos dio en la tabla 54.

Ss design: 0, 197 ft

**4.11.15 Sistema de frenos.** El autogiro monoplaza deportivo, se utilizara un sistema de frenos que es muy común en este tipo de autogiros, es un freno de disco como se puede observar en la figura 89.

Figura 89. Frenos De Disco.



Fuente, [http:// www.Aircraftspruce.com](http://www.Aircraftspruce.com)

Lo que se busca con un tipo de freno de disco es que absorba la energía cinética que se genera cuando el autogiro hace la etapa de aterrizaje en el momento que todas sus ruedas toquen el suelo.

Se deben realizar los siguientes cálculos. Conociendo que la velocidad de Stall del autogiro monoplaça deportivo es:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C l_{max} S}} = 38,4 \text{ ft / sg}$$

Por lo tanto.

$$KE_{breaking} = \frac{W_{landing} * v^2_{stall}}{2g} \quad (105)$$

Donde reemplazando se obtiene lo siguiente:

W <sub>landing</sub> =	550		
(V <sub>stall</sub> ) <sup>2</sup>	38,4	1474,56	ft/seg
g	32,2	64,4	ft/s <sup>2</sup>
K <sub>e</sub> <sub>breaking</sub> .	12593,2919		

De los valores anteriores se puede decir que cada rueda necesita tener frenos de 6296,64595 lb ft (por cada rueda).

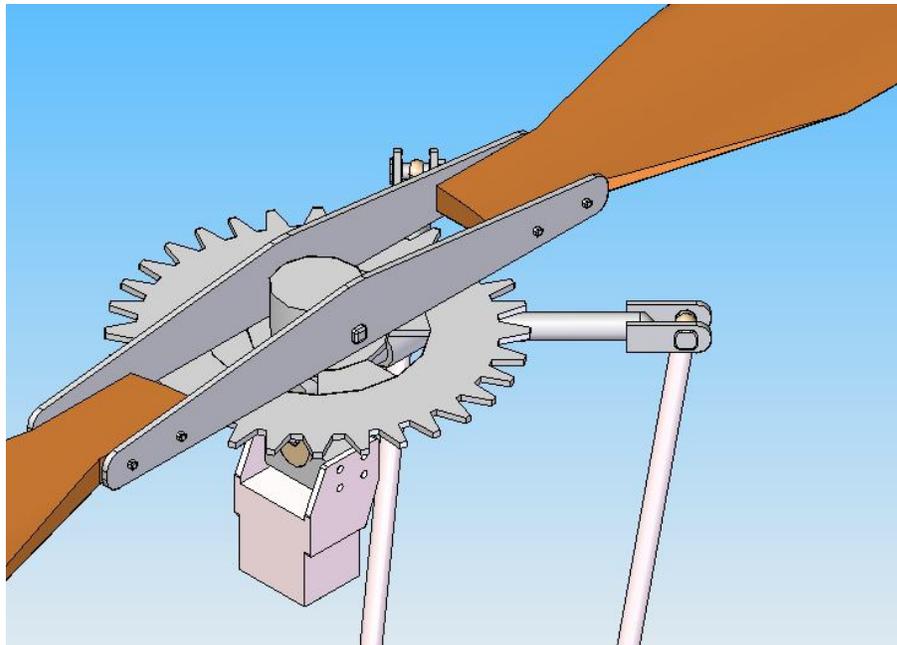
## 4.12 SISTEMAS DE CONTROL DE VUELO DEL AUTOGIRO

Conociendo todos los cálculos del diseño del autogiro, se debe proceder a determinar cómo será el funcionamiento de los sistemas que dirigirán el autogiro. Se debe examinar muy bien los dispositivos que constituirán cada sistema, ya que se debe tener la certeza de haber tenido en cuenta cada elemento para no tener errores en los sistemas ni en el diseño del autogiro.

**4.12.1 Sistema de control del rotor.** El diseño del rotor para el autogiro, como se ve en la figura 90, la unión de las palas va por medio de dos placas y cada una de ellas se une con dos pernos que hacen de equilibrio, ya que por peso, longitud y fuerzas que se presentan en las palas se debe tener un peso en la mitad del rotor, que nos equilibre el sistema y permita un libre flapeo de las palas. Las placas de unión además de unir las palas también hace la unión del bloque de equilibrio con el perno de equilibrio y hace la conexión más directamente entre estas tres partes.

Aparte de esto para la unión con el mástil se utiliza un sistema de rodamiento y para la rotación inicial de las palas se utiliza un pre-rotador eléctrico que va unido al bloque de equilibrio.

Figura 90. Sistema del Rotor.



**4.12.1.1 Sistema pre-rotador.** Como se ve en la figura 91, se utiliza un sistema de Pre-rotación eléctrico donde le dará la movilidad inicial al rotor para que este salga de su inercia cuando está totalmente estático. Este sistema llevara un conjunto de reducción con el propósito de disminuir la velocidad de salida del pre-rotador a cambio de aumentar el torque en el rotor.

Este proceso se debe hacer solo cuando la aeronave esta en tierra, debido a que se induce una fuerza de torque en el autogiro, y si el pre-rotador nos influiría esta fuerza en vuelo los esfuerzos a la estructura variarían.

Figura 91. Sistema Pre-rotador



Fuente. [http:// www.RvkArkitecht.com](http://www.RvkArkitecht.com)

Los pre-rotadores eléctricos usan un motor eléctrico móvil, el cual va conectado directamente a la batería y al starter que tiene el autogiro. El funcionamiento de este tipo de pre-rotador es el de dar manualmente al rotor las vueltas necesarias para que este alcance 30 RPM's y hay poner el pre-rotador a funcionar hasta las RPM's necesarias para que el rotor produzca el despegue.

Después de tener el pre-rotador, se debe encontrar el diámetro de la corona, además del número de dientes que esta deberá tener de acuerdo a la velocidad rotacional que entregara el pre-rotador con respecto a la del rotor, hasta que este alcance su efecto de auto rotación. Esta velocidad de acuerdo a otros diseños es de alrededor de 180 RPM's.

Donde las especificaciones del pre-rotador son:

- 520 RPM's
- Piñón de 11 dientes
- Tipo eléctrico

Ya teniendo con las especificaciones del pre-rotador descritas anteriormente, y con la ecuación 106, se procede a hallar cuanto sería el número de dientes de la corona.

$$\frac{n_2}{n_1} = \frac{z_1}{z_2} \quad (106)$$

Donde  $n_2$  y  $z_2$  son las especificaciones del piñón del pre-rotador y  $n_1$  y  $z_1$  son las especificaciones de la corona.

Sabiendo las variables que componen la ecuación 106, se puede llegar a determinar el número de dientes de la corona para el autogiro. Teniendo lo siguiente:

$$\frac{520}{180} = \frac{z_1}{11}$$

Por lo tanto:

$$z_1 = \frac{520 * 11}{180}$$

$$z_1 = 32$$

Para la determinación del diámetro del disco del rotor, y sabiendo que el piñón del pre-rotador es de 0,1667 ft, por medio de la ecuación 107 se puede saber el radio que deberá tener el disco del rotor.

$$\frac{n_2}{n_1} = \frac{R_1}{R_2} \quad (107)$$

En la cual podemos decir lo siguiente:

$$R_1 = \frac{54,43 * 0,1667}{18,84}$$

$$R_1 = 0,482 \text{ ft}$$

Ya con estos valores, se puede buscar una pieza adecuada y que se adapte a los valores que se han hallado para cumplir con las necesidades de pre-rotación.

**4.12.1.2 Sistema stick de control del rotor.** El sistema de control está representado en la figura 92, donde se ve totalmente y en las figuras 93, 94 y 95 donde se puede llegar a ver las partes más importantes del sistema.

Por medio del rotor de la figura 90, es por el cual se va a controlar el movimiento de las direcciones longitudinales y transversales. El piloto al mando de la aeronave logrará este control por medio del stick de la figura 93, el cual está ubicado perfectamente para que tenga facilidad de alcance y a su vez el piloto no tenga problemas de visibilidad y de actuar en conjunto con el movimiento de yaw que manejan los pedales.

Figura 92. Sistema Control del Rotor

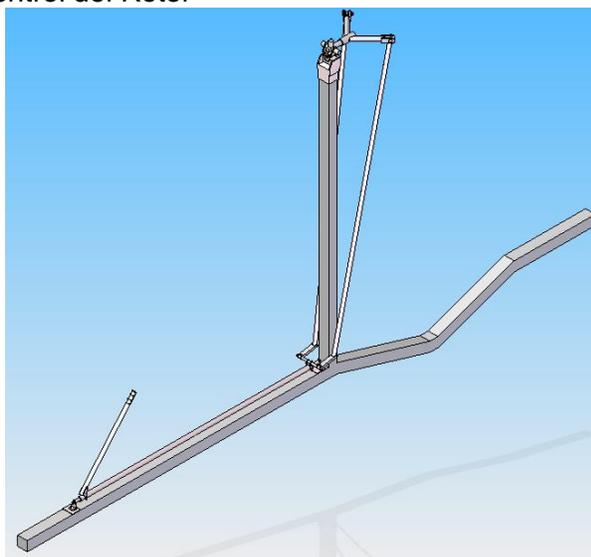
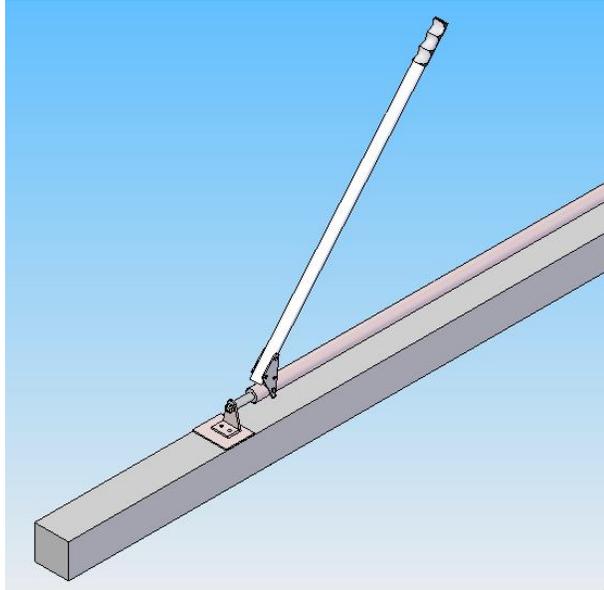


Figura 93. Stick del Sistema Control del Rotor



Las barras de control (figura 94) van enlazadas por medio de las barras de accionamiento "Push-rods" con los tenedores (figura 95), que reciben el movimiento del stick (figura 93) por medio de un actuador y enlazados con los tenedores por medio de un tubo de torque.

Figura 94. Barras de Accionamiento del Sistema Control del Rotor

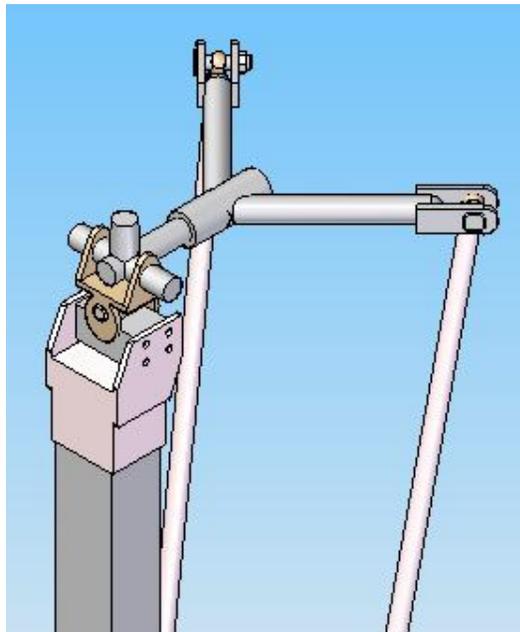
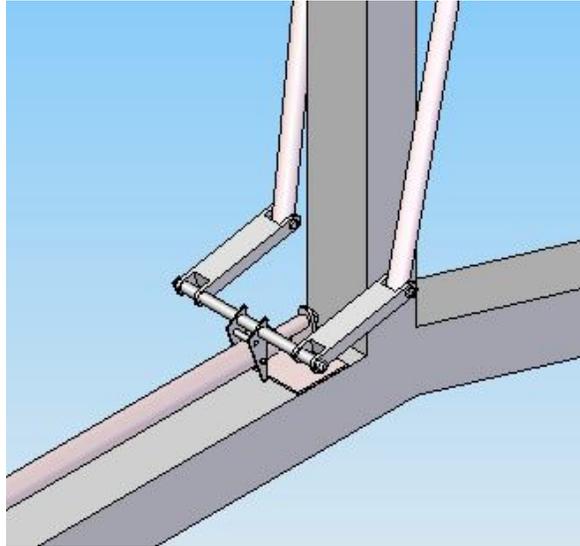
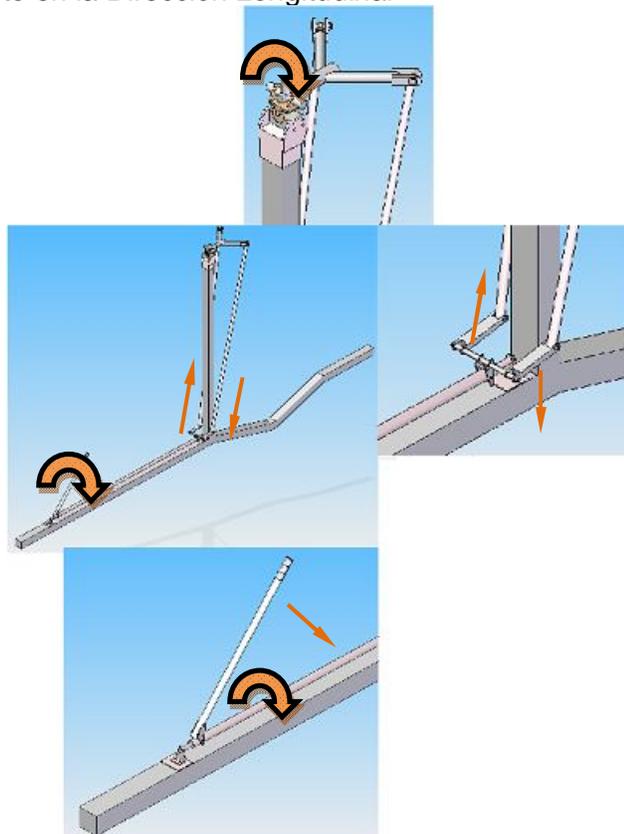


Figura 95. Tenedores del Sistema Control del Rotor



Después de conocer los componentes del sistema de control del rotor, se procederá a analizar el movimiento que se puede hacer con este.

Figura 96. Movimiento en la Dirección Longitudinal



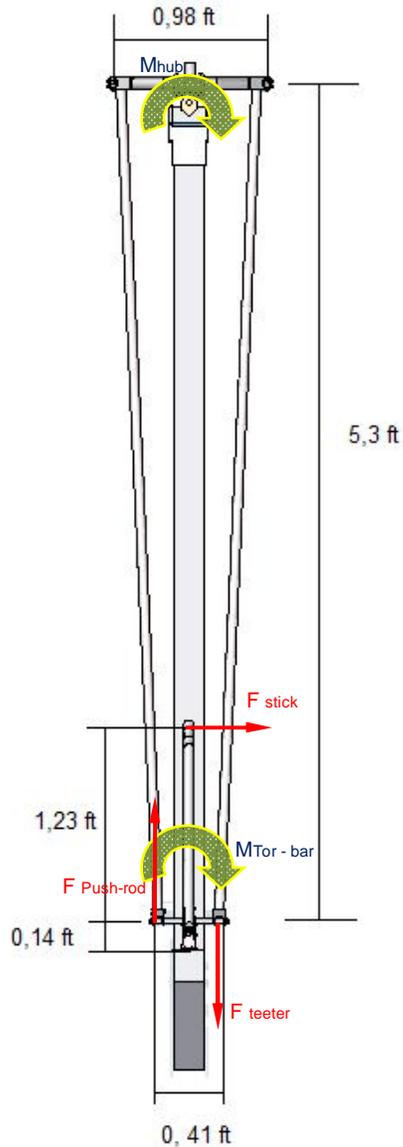
De acuerdo a la figura 96, el movimiento que se dará al sistema de control para que la aeronave cambie de rumbo a la dirección longitudinal, se procederá a lo siguiente según ejemplo de la figura 96:

- Se acciona el stick hacia el lado izquierdo
- El stick dará un giro al tubo de torque por medio de la placa que los une, se genera una fuerza que hace que el tubo gire en la dirección dada.
- Esta fuerza el tubo de torque la transmite al tenedor de control, un resorte ubicado en este tenedor se comprime, mientras el otro tenedor hace que su resorte se tense. El tenedor por medio de una palanca que la une con el Push-rod hace que este se impulse hacia arriba “según lado mostrado en la figura 103”, mientras el otro Push-rod se baja.
- Esto hace que la barra de accionamiento reciba el movimiento de acuerdo al movimiento del stick, para después transmitirla a la barra de control en la misma dirección que se está girando el stick, la barra de control lo que hace es que todo el sistema de rotor gire en la orientación que se da por parte del piloto.

Debido a la facilidad de maniobrabilidad de este sistema, para el diseño en autogiros es el más utilizado ya que cuenta con propiedades de bajo peso, tiene más propiedades aplicables a la aerodinámica de la aeronave y su ergonomía para el piloto es la más adecuada, esto con respecto a otros sistemas que también se pueden utilizar.

Según las regulaciones existentes como la FAR 27 para estos tipos de diseño, un piloto no debe realizar una fuerza mayor de 67 lbs. Sobre el mango de control para realizar un movimiento en la aeronave. Por lo tanto se procederá a calcular la fuerza que se ejerce sobre el hub, para hacer el análisis de las cargas que llegara a soportar el dispositivo y conocer si las condiciones escogidas son las adecuadas para los requerimientos de diseño.

Figura 97. Fuerzas Generadas en la Dirección Longitudinal



De acuerdo a la fórmula 108, y ya conociendo la fuerza que debe realizar el piloto ( $F_{stick}$ ), se puede determinar el momento que se genera en la barra de torque ( $M_{tor-bar}$ ), de acuerdo a:

$$M_{tor-bar} = (F_{stick})(L_{stick}) \quad (108)$$

Donde reemplazando los valores de la ecuación se puede obtener lo siguiente:

$$M_{tor-bar} = (67lb)(1,23ft)$$

$$M_{tor-bar} = 82,41lb \cdot ft$$

Para la determinación de la fuerza que se genera en la barra del tenedor ( $F_{teeter}$ ), se determina según la fórmula 109, con las variables de la distancia desde el tubo de torque hasta la punta de la barra del tenedor, de la siguiente forma:

$$F_{teeter} = \frac{(M_{tor-bar})}{(L_{teeter-bar} / 2)} \quad (109)$$

Según la ecuación solo se deberá tomar la mitad de la longitud de la barra, debido a que se determinara la fuerza para cada punta, donde se obtendrá el siguiente valor:

$$F_{teeter} = \frac{(82,41lb \cdot ft)}{(0,41ft/2)}$$

$$F_{teeter} = 402lbs$$

Para hallar la fuerza en la barra de accionamiento se debe primero hallar la del resorte según la ecuación 110, ya que este actúa en esta barra, donde según la constante de elasticidad (k) para resortes usados en aviación debe ser alrededor de 1482 lb/ft, donde se debe tener en cuenta que la deformación del resorte, la cual no debe ser mayor a la mitad de la longitud del resorte, con esto se puede determinar la fuerza que ejerce este resorte de la siguiente forma:

$$F_{spring} = k(\Delta L) \quad (110)$$

Donde tomando la mitad de la longitud del resorte como la deformación, y reemplazando obtendremos lo siguiente:

$$F_{spring} = (3700 \text{ lb} / \text{ft})(0,07 \text{ ft})$$

$$F_{spring} = 259 \text{ lbs}$$

Ya con esto y de acuerdo a la fórmula 111, donde se puede decir que la fuerza que se ejerza en el Push-rod, debe ser la de la barra del tenedor menos la del resorte, debido a que la fuerza debe ser la misma al expandirse que al contraerse solo que en distinta dirección. La fuerza debe estar dada de la siguiente forma:

$$F_{Pushrod} = F_{teeter} - F_{spring} \quad (111)$$

Donde reemplazando los valores debe quedar de la siguiente forma:

$$F_{Pushrod} = 402 \text{ lbs} - 259 \text{ lbs}$$

$$F_{Pushrod} = 143 \text{ lbs}$$

Después de haber hallado la fuerza que se tiene en el Push-rod, podemos llegar a determinar el momento que se genera en el hub, de acuerdo a la ecuación 112, donde se ve que influye la longitud de la barra de control y la fuerza de la barra de accionamiento, como se observa a continuación:

$$M_{hub} = (F_{pushrod})(L_{control-bar}) \quad (112)$$

Donde reemplazando los valores debe quedar de la siguiente forma:

$$M_{hub} = (143 \text{ lbs})(0,98 \text{ ft})$$

$$M_{hub} = 140,14 \text{ lb} \bullet \text{ft}$$

Con estas fuerzas en la dirección longitudinal, también se debe tener en cuenta el retorno del sistema, ya que el resorte puede generar un movimiento brusco en el stick de control, por lo que sería necesario un sistema que controle este movimiento y así los controles de mando serán más suaves. En los autogiros que implementan estos tipos de sistemas en sus controles, utilizan un servo motor unido al tubo de torque, donde este censa la fuerza que actúan en los resortes, para así al momento que empieza a disminuir esta fuerza el empieza a darle un movimiento más suave a los controles y por ende al resto del sistema.

Este sistema implementado en autogiros también es de gran ayuda para el trim, ya que con cambios bruscos de vientos, el rotor tiende a hacer una inclinación hacia esta dirección y por esto entran a actuar los resortes, donde el servo motor censa este cambio brusco y lo que hace es corregir esto girando el tubo de torque en sentido contrario al que el rotor giro.

Este sistema solo es de gran ayuda cuando el incremento es en la dirección longitudinal, ya que solo se censa la diferencia de fuerzas que se crean en los resortes. Diferente a como se explicara a continuación cuando el movimiento es en la dirección transversal.

Para el análisis de las fuerzas que interfieren en la dirección transversal, analizaremos un ejemplo dado en la figura 98. Teniendo lo siguiente:

Figura 98. Fuerzas Generadas en la Dirección Transversal

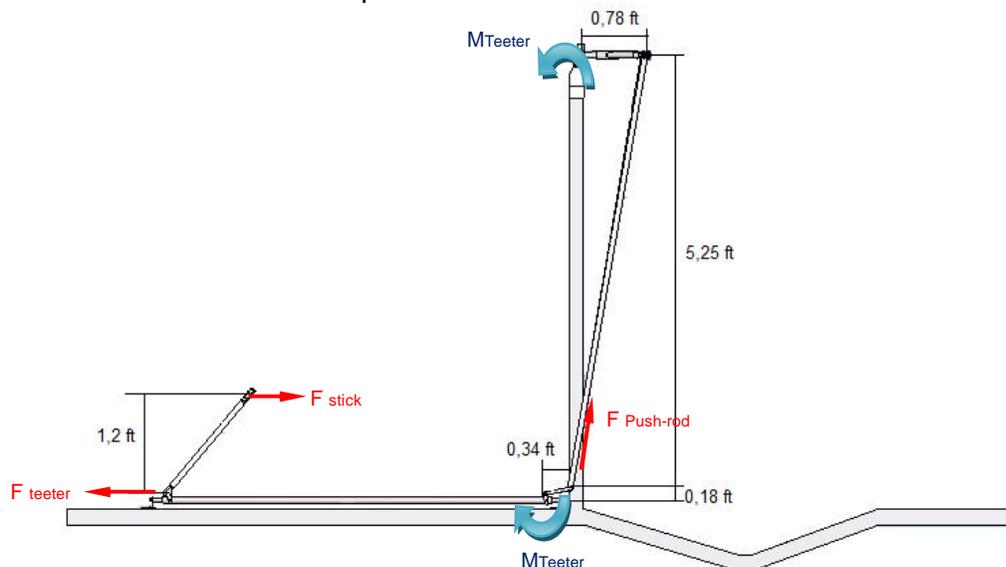


Como se puede ver en el ejemplo de la figura 98, el procedimiento será el siguiente:

- El stick se inclina hacia atrás.
- Este genera una fuerza en el perno de sujeción de las placas de unión, entre el stick y el tubo de pitch, donde el tubo se desplaza hacia adelante.
- Este tubo de pitch en su movimiento hacia adelante, hace que los resortes del tenedor se contraigan.
- Por el movimiento de las palancas de tenedor y la contracción de los resortes, las barras de accionamiento (push-rod) son empujadas hacia arriba.
- Las barras de accionamiento generan un movimiento en la barra de control, que a su vez hace que la barra de torque giren con respecto al eje transversal, por medio del tenedor transversal, esto hace que el rotor se incline hacia la dirección deseada.

De igual forma que se hizo el análisis del movimiento en la dirección longitudinal, se va a calcular la fuerza que se ejerce en el hub, debido a la generada por el stick de control, pero en esta ocasión se utilizara una fuerza por regulación de 100 lbs.

Figura 99. Fuerzas Generadas por movimiento en la Dirección Transversal



Según la figura 99, la fuerza que acciona el stick será la misma que se genera el tubo de pitch, en sentido contrario. Teniendo en cuenta que la fuerza que actúa en ambos resortes, se opone en este movimiento, podemos hallar por medio de la ecuación 113, la fuerza resultante que actuaría sobre la barra del tenedor, quedando de la siguiente forma:

$$F_{teeter} = (F_{stick}) - (F_{spring} * \text{sen}(25^\circ)) \quad (113)$$

Donde reemplazando los valores se obtiene lo siguiente:

$$F_{teeter} = (100\text{lbs}) - (10,18)$$

$$F_{teeter} = 89,8\text{lbs}$$

Donde el momento que produce el tenedor se encuentra por medio de la ecuación 114, obteniendo lo siguiente:

$$M_{teeter} = (F_{teeter})(L_{teeter - plate}) \quad (114)$$

Donde al reemplazar tendremos lo siguiente:

$$M_{teeter} = (89,8\text{lbs})(0,18 \text{ ft})$$

$$M_{teeter} = 16,16 \text{ lb} \cdot \text{ft}$$

Finalmente por medio de la ecuación 115, se determinará la fuerza que se presenta en los push-rod, de acuerdo con:

$$F_{pushrod} = \frac{M_{teeter}}{L_{teeter - bar}} \quad (115)$$

Donde al reemplazar tendremos lo siguiente:

$$F_{pushrod} = \frac{16,16lb \cdot ft}{0,78 ft}$$

$$F_{pushrod} = 20,72lbs$$

Ya que estas magnitudes de fuerzas son muy pequeñas para la etapa de despegue la cual necesita un ángulo de ataque elevado, donde con estas fuerzas no alcanzaría a vencer la inercia del rotor principal. En diseños de autogiros similares, es común utilizar un sistema de actuador hidráulico, el cual nos genera una fuerza hacia arriba o hacia abajo, generando un movimiento en la dirección longitudinal.

**4.12.2 Sistema de control del rudder.** Para el control de dirección del autogiro, se utilizara un timón de profundidad (Rudder). El control de este timón de profundidad será de la misma forma que el que se lleva en una aeronave convencional, este será por medio de pedales que estarán al alcance del piloto como se ve en la figura 101, los cuales por medio de poleas accionaran el timón de profundidad que se encuentra en el estabilizador vertical de la aeronave. Este sistema se puede usar en el diseño debido a que la fuerza que se necesita para el movimiento del timón es muy pequeña, ya que la superficie es también pequeña. En la figura 100 se puede observar el sistema de control del timón de profundidad.

Figura 100. Sistema de Control del Rudder

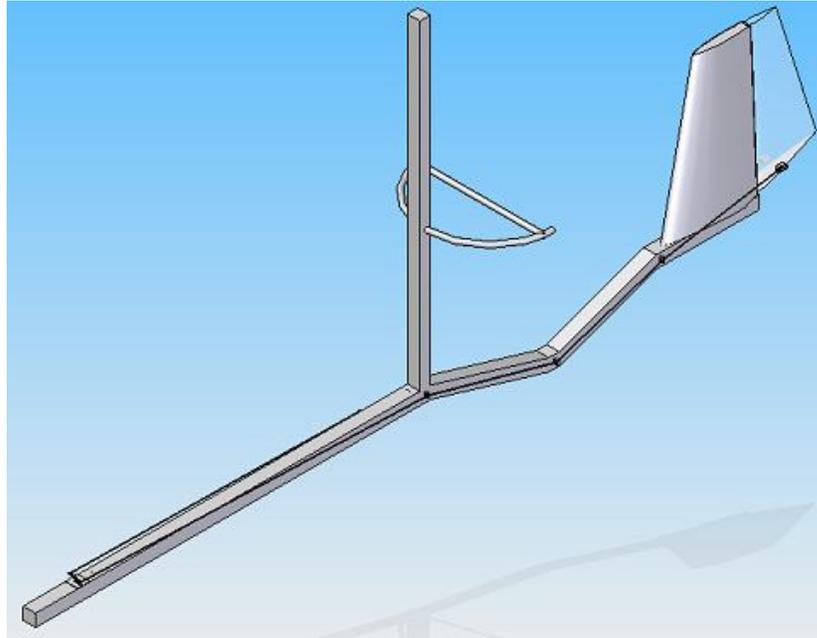
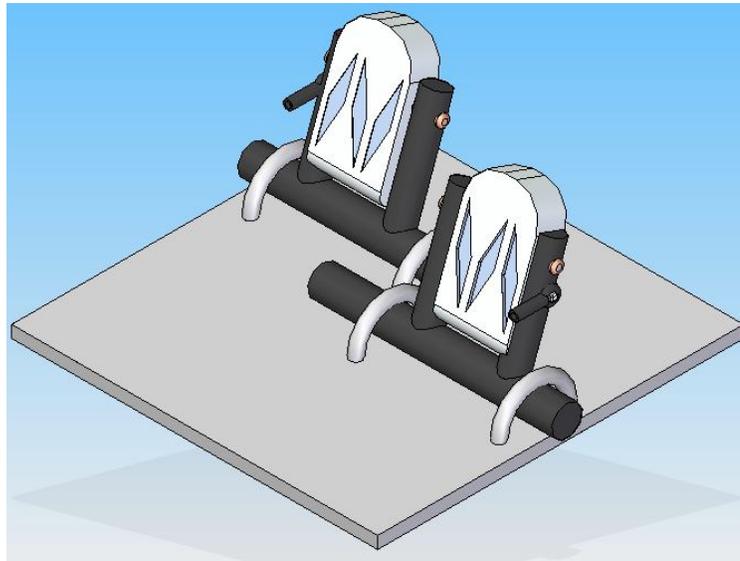
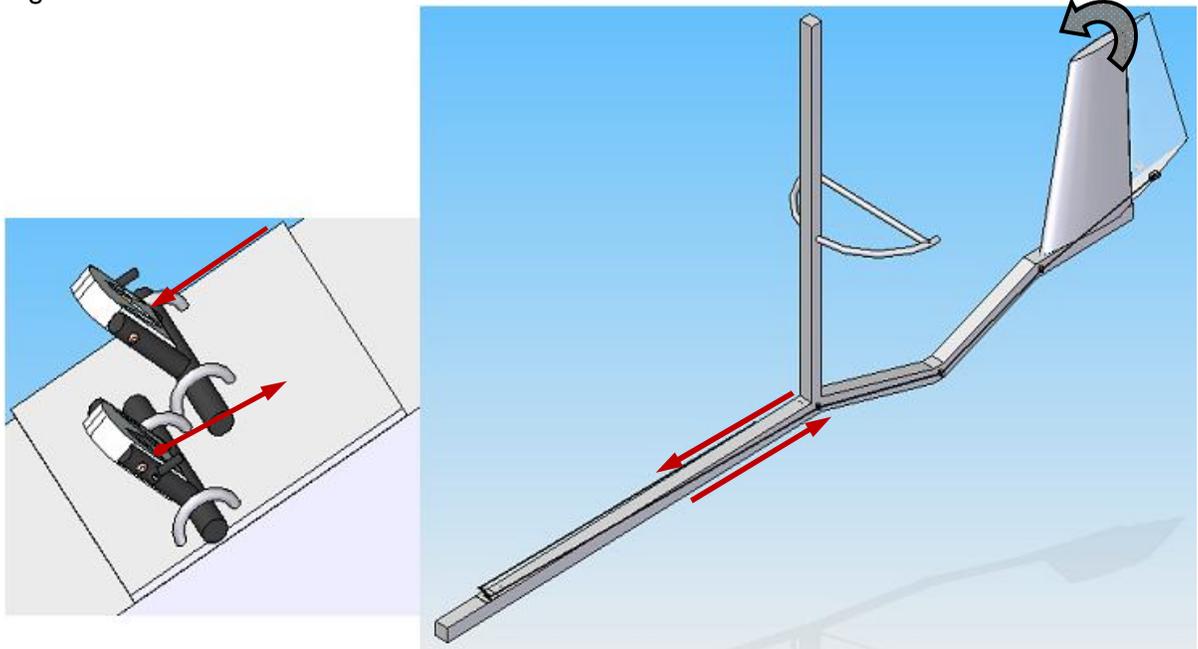


Figura 101. Pedales del Sistema de Control del Rudder



El movimiento en la dirección lateral “Yaw”, se regula por medio de los pedales ya que el movimiento que se regula por medio de las manos son el transversal y longitudinal. Un ejemplo de este movimiento se puede ver en la figura 102, donde también se hará el análisis de las fuerzas que son necesarias para esto.

Figura 102. Movimiento en la dirección lateral

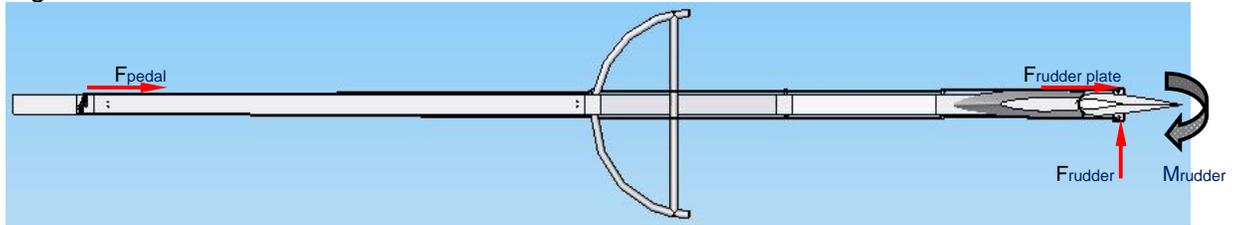


De acuerdo al ejemplo de la figura 102, el procedimiento que seguirá el sistema cuando se realice esta maniobra será el siguiente:

- El piloto presiona el pedal derecho, donde por acción del sistema el izquierdo hace el movimiento contrario, esto es debido al movimiento de las guayas.
- El movimiento de las guayas se produce cuando al presionarse una fuerza en uno de los pedales, la guaya se mueve hacia adelante y esta mueve el rudder hacia el lado correspondiente, haciendo que la guaya del otro lado se mueva hacia atrás y mueva el otro pedal en dirección contraria a la fuerza aplicada.
- El movimiento de las guayas está orientado por guías y poleas, debido a que se puede llegar a deflectar en el largo recorrido que esta debe hacer.
- La guaya también está sujeta a la placa de accionamiento, donde se ve que está conectado directamente al rudder el cual pivotea contra el estabilizador, para tener un libre movimiento de giro. Esta conexión hace que el rudder gire en la dirección que la guaya es jalada.

De la misma forma que para las fuerzas del control del rotor, se procederá a encontrar las del control del rudder. Donde se ve que según la norma FAR 27, la fuerza que debe dar el piloto debe ser máxima de 130 lbs. Donde se va a realizar con esto las fuerzas que se presentan en el timón de profundidad según la figura 103.

Figura 103. Fuerzas Generadas en la dirección lateral



Para la realización del cálculo de las fuerzas, se debe conocer primero la tensión de la guaya, la cual es calculada de acuerdo a la fuerza máxima que se genera en el rudder, esto debido a los cambios que hay en el estabilizador vertical por causa de los vientos. También se crea una fuerza en el rudder por el cambio en el ángulo de ataque de este, al momento que se deflecta. Ya en los pedales solo se genera una carga en el momento que son accionados.

De acuerdo a otros diseños y sus límites estructurales de inclinación, donde tomando en cuenta que es un valor muy constante en este tipo de aeronaves, se sabe que el rudder sufre una deflexión máxima de 20°. De acuerdo al perfil NACA0009, escogido para estas superficies, se puede establecer que la sustentación esta ya ubicada en la zona de pérdida, donde dicho coeficiente tiene el siguiente valor:

$$C_{L_{Max\ rudder}} = 1,5$$

De acuerdo a la ecuación 116, donde se encontró la fuerza de sustentación de acuerdo a su coeficiente, se tiene que:

$$F_{rudder} = \frac{1}{2} \rho * V^2 * S_{rudder} * C_{L_{Max\ rudder}} \quad (116)$$

Donde al reemplazar los valores se tiene que:

$$F_{rudder} = \frac{1}{2} (0,002378 \text{ slug / ft}^3) * (93,95 \text{ ft / sg})^2 * (0,602 \text{ ft}^2) * (1,5)$$

$$F_{rudder} = 9,76 \text{ lbs}$$

Ya conociendo la fuerza que ejerce el rudder de acuerdo con la ecuación 117, se puede determinar el momento que se produce en este mismo, donde se toma la distancia desde el centro aerodinámico hasta el punto donde se sujetan las guayas. Teniendo lo siguiente:

$$M_{rudder} = (F_{rudder})(L_{ac-rudder}) \quad (117)$$

Donde reemplazando los valores se tiene lo siguiente:

$$M_{rudder} = (9,76 \text{ lbs})(0,4 \text{ ft})$$

$$M_{rudder} = 3,91 \text{ lb} \cdot \text{ft}$$

Teniendo el momento que actúa en el rudder y de acuerdo a la ecuación 118, se puede hallar la fuerza que se produce en el actuador, donde se ve que depende de la distancia que hay desde la guaya hasta la punta del actuador, de la siguiente forma:

$$F_{rudder-plate} = \frac{M_{rudder}}{L_{rudder-plate}} \quad (118)$$

Donde cuando se reemplazan los valores se tiene que:

$$F_{rudder-plate} = \frac{3,91 \text{ lb} \cdot \text{ft}}{0,12 \text{ ft}}$$

$$F_{rudder-plate} = 32,6 \text{ lbs}$$

Donde se tendrá que esta es la tensión que debe tener la guaya para que cumpla su función satisfactoriamente.

Ya sabiendo todas las fuerzas que se generan en el sistema, ahora se determina la fuerza que van a generar los pedales, para saber si esta cumple con la norma que rige para este tipo de diseños. Esta se halla según la ecuación 119, donde se ve que se relaciona con la fuerza máxima de los dispositivos para los cuales se debe igualar la tensión de la guaya. Donde se encuentra lo siguiente:

$$F_{pedales} = \frac{(F_{tension - polea})(L_{polea - pedales - eje - transversa l})}{(L_{polea - pedales - eje - vertical})} \quad (119)$$

Donde al reemplazar los valores en la ecuación se tiene lo siguiente:

$$F_{pedales} = \frac{(32,6lbs)(0,036 ft)}{(0,14 ft)}$$

$$F_{pedales} = 8,4lbs$$

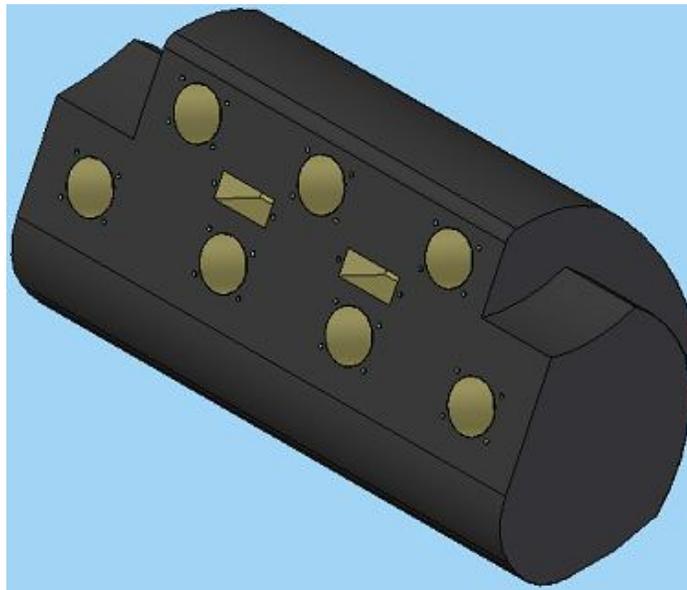
Según lo que se puede ver, la fuerza que se tiene que ejercer sobre el pedal es muy pequeña y por lo tanto es mucho menor que la que exige la norma para ultralivianos, por lo que se puede decir que el sistema sirve para el diseño del autogiro.

#### 4.13 SISTEMA DE INDICACIÓN

Como su nombre lo indica estas sistemas son los encargados de suministrarle al piloto todos los parámetros que el necesita para poder llevar un vuelo acorde y nivelado en todas las etapas de vuelo que este puede presentar mientras esta maniobrando el autogiro deportivo monoplace.

En la siguiente figura se puede observar el panel de instrumentos que se encuentra ubicado en la parte del frente de la cabina.

Figura 104. El Panel de Instrumentos



##### 4.13.1 Indicador de altitud. (altímetro).

Figura 105. Altímetro.



Fuente. [http:// www.Aircraftspruce.com](http://www.Aircraftspruce.com)

El altímetro que se selecciono para el autogiro deportivo monoplaza es uno de los altímetros estándar de alta calidad, es de tipo simple lo que quiere decir que solo tiene un puntero de indicación, y es diseñado para satisfacer un abajo costo pero con una buena indicación, usan un mando ajustable a una escala barométrica. Posee las siguientes características.

- Tamaño: 3-1/8 pulgadas.
- Peso: 0.6625 libras.
- Rango de operación: 0-10.000ft.

#### 4.13.2 Indicador de velocidad.

Figura 106. Indicador de Velocidad.



Fuente, [http:// www.Aircraftspruce.com](http://www.Aircraftspruce.com)

El indicador de velocidad de aire tiene las siguientes características.

- Una excelente medición a las diferentes velocidades.
- Tamaño 3 1/8 pulgadas.
- Peso: 0.6375
- Rango de operación: 0-120mph.

**4.13.3 Indicador de velocidad vertical (vsi).** El indicador elegido viene para variaciones de cada 2000 pies por minuto y tiene las siguientes características.

- Tamaño: 2 ¼”
- Largo 4.8 “
- 0.20 kg

Figura 107. VSI.



Fuente, [http:// www.Aircraftspruce.com](http://www.Aircraftspruce.com)

**4.13.4 Tacómetro del rotor.** El tacómetro digital tiene las siguientes características.

- Tiene un sistema de apagado automático.
- Suministra **150 horas** de operación
- Tamaño: **2,7 inch \* 2,2 inch**
- Rango de operación: **240 – 70000 RPM**

Figura 108. Tacómetro del Rotor.



Fuente, [http:// www.Aircraftspruce.com](http://www.Aircraftspruce.com)

**4.13.5 Tacómetro.** Este va a indicar la velocidad rotacional con la que funciona el motor, para así no sobre pasar el límite del motor y llegar a sufrir daño en este.

Tiene las siguientes características.

- Una de las más importantes es que fue creado o diseñado para usarlo en los motores rotax.
- Trabaja con **12 – 24 V**
- Tamaño: **2 – 1/4 inch**
- Rango de operación: **0 – 7000 RPM**
- Peso: **0,15 kg**

Figura 109. Tacómetro.



Fuente, [http:// www.Aircraftspruce.com](http://www.Aircraftspruce.com)

**4.13.6 Indicador EGT.** El indicador de los gases de salida del motor tiene las siguientes características.

- Tamaño. 3-1/8 de pulgadas.
- Rango: 700-1700-f
- Es uno de los más sencillos y efectivos del mercado para un motor como el del autogiro deportivo monoplaza.
- Económico.

Figura 110. EGT.



Fuente, [http:// www.Aircraftspruce.com](http://www.Aircraftspruce.com)

**4.13.7 Horometro.** El horometro va a servir para indicarnos o indicarle al piloto cuando se debe realizar un mantenimiento o cambio de componente por un hart time.

El horometro tiene las siguientes características.

- Fuente de poder. **4 – 40V DC**
- Rango máximo. **9999.9 horas**
- Tamaño: **1,45 inch \* 0,95 inch \* 2,2 inch**

Con las condiciones anteriores nos cumple la siguiente norma MIL-L-3971B.

Figura 111. Horometro.



Fuente, [http:// www.Aircraftspruce.com](http://www.Aircraftspruce.com)

**4.13.8 Brújula.** Se escogió este tipo de instrumentos, ya que es uno de los más sencillos que se encuentra en el mercado aeronáutico, y va a ser muy útil para darle una orientación adecuada al piloto del autogiro. Y por otro lado tiene un costo relativamente bajo para las aspiraciones que se tienen con el autogiro deportivo monoplace.

Figura 112. Brújula.



Fuente, [http:// www.Aircraftspruce.com](http://www.Aircraftspruce.com)

La brújula tiene las siguientes características.

- bajo costo.
- Luz interna para una visualización mejor del instrumento.
- Pantalla líquida.
- Tamaño. 2-1/4 pulgada.
- Peso. 0.43125 libras.

**4.13.9 Indicador de nivel de combustible.** Es el encargado de indicar que tanta cantidad de combustible tiene el autogiro deportivo monoplace.

Es uno de los más económicos del mercado. Y tiene las siguientes características.

- Opera a un voltaje de 12V
- Tamaño: **2 – 1/2 inch de diámetro**

Figura 113. Indicador de Combustible.



Fuente, [http:// www.Aircraftspruce.com](http://www.Aircraftspruce.com)

## 4.14 SELECCIÓN DE MATERIALES Y ANÁLISIS DE COSTOS

**4.14.1 Selección de materiales.** Para la selección de una material se deben observar y tener en cuenta muchos aspectos, debido a que una mala selección de un material se puede perder todo el trabajo que se ha desarrollado en el diseño. Debemos tener en cuenta lo siguiente:

- Que el material sea adecuado para el uso aeronáutico.
- Costos y desempeño del material.
- Antecedentes que se han tenido del material en el ambiente de trabajo.
- Esfuerzo último del material, para que soporte las cargas que se van a generar en el autogiro deportivo monoplaza.
- Esfuerzo cortante del material.
- Fatiga que este genera
- Resistencia a la corrosión

Otro punto importante en la selección el material es que tan maleable es para realizar las diferentes piezas de autogiro y que tanta compatibilidad va a tener en caso que se una con otro material.

- Características técnicas.
- Características eléctricas.

Después de haber tenido en cuenta todas las recomendaciones, se observo lo que más convenía para la construcción del autogiro deportivo monoplaza mirando cuales son ventajas y desventajas que se tienen en Colombia en dado caso que se llegara a realizar esta construcción. Obviamente también se observo los grandes fabricantes de autogiros que se encuentran en las grandes potencias del mundo.

Después de la revisión de todo esto se tiene la siguiente conclusión.

A menos que se haga una aclaración específica los componentes estructurales están diseñados de los siguientes materiales.

➤ Aluminio 6061 T-6

Las propiedades mecánicas del aluminio 6061 T-6 se encuentran en la tabla 55.

Tabla 55. Propiedades Mecánicas del Aluminio 6061-T6

<b>ESFUERZO ÚLTIMO A LA TENSION.</b>	<b>ESFUERZO ULTIMO DE FLUENCIA</b>	<b>MODULO DE ELASTICIDAD</b>	<b>MODULO DE ELASTICIDAD DE TRABAJO</b>	<b>RELACION DE POISON</b>	<b>ESFUERZO CORTANTE</b>	<b>ESFUERZO DE TRABAJO</b>
310 MPA	276 MPA	68.9 GPA	13 GPA	0.33	207 GPA	56 GPA

➤ Acero AISI 4130

Las propiedades mecánicas del acero AISI 4130 se encuentran en la tabla 56.

Tabla 56. Propiedades Mecánicas del Acero AISI 4130.

<b>ESFUERZO ÚLTIMO A LA TENSION.</b>	<b>ESFUERZO ULTIMO DE FLUENCIA</b>	<b>MODULO DE ELASTICIDAD</b>	<b>MODULO DE ELASTICIDAD DE TRABAJO</b>	<b>RELACION DE POISON</b>	<b>ESFUERZO DE TRABAJO</b>
560 MPA	460 MPA	205 GPA	39 GPA	0.29	87 GPA

➤ Aluminio 7075 – 7651

Las propiedades mecánicas se encuentran reflejadas en la tabla 57.

Tabla 57. Propiedades Mecánicas Aluminio 7075-7651.

<b>ESFUERZO ÚLTIMO A LA TENSION.</b>	<b>ESFUERZO ULTIMO DE FLUENCIA</b>	<b>MODULO DE ELASTICIDAD</b>	<b>MODULO DE ELASTICIDAD DE TRABAJO</b>	<b>RELACION DE POISON</b>	<b>ESFUERZO CORTANTE</b>	<b>ESFUERZO DE TRABAJO</b>
572 MPA	503 MPA	71 GPA	13 GPA	0.33	317 GPA	95 GPA

Se anexa la tabla 58 para tener una información adicional.

Tabla 58. Materiales.

Material	Density ( $\rho$ ) (g/cc)	Tensile Modulus (E) (GPa)	Tensile Strength ( $\sigma$ ) (GPa)	Specific Modulus (E/ $\rho$ )	Specific Strength ( $\sigma/\rho$ )	Max. Service Temp. (°C)
Metals						
Cast iron, grade 20	7.0	100	0.14	14.3	0.02	230–300
Steel, AISI 1045 hot rolled	7.8	205	0.57	26.3	0.073	500–650
Aluminum 2024-T4	2.7	73	0.45	27.0	0.17	150–250
Aluminum 6061-T6	2.7	69	0.27	25.5	0.10	150–250
Plastics						
Nylon 6/6	1.15	2.9	0.082	2.52	0.071	75–100
Polypropylene	0.9	1.4	0.033	1.55	0.037	50–80
Epoxy	1.25	3.5	0.069	2.8	0.055	80–215
Phenolic	1.35	3.0	0.006	2.22	0.004	70–120
Ceramics						
Alumina	3.8	350	0.17	92.1	0.045	1425–1540
MgO	3.6	205	0.06	56.9	0.017	900–1000
Short fiber composites						
Glass-filled epoxy (35%)	1.90	25	0.30	8.26	0.16	80–200
Glass-filled polyester (35%)	2.00	15.7	0.13	7.25	0.065	80–125
Glass-filled nylon (35%)	1.62	14.5	0.20	8.95	0.12	75–110
Glass-filled nylon (60%)	1.95	21.8	0.29	11.18	0.149	75–110
Unidirectional composites						
S-glass/epoxy (45%)	1.81	39.5	0.87	21.8	0.48	80–215
Carbon/epoxy (61%)	1.59	142	1.73	89.3	1.08	80–215
Kevlar/epoxy (53%)	1.35	63.6	1.1	47.1	0.81	80–215

Fuente. Resistencia de materiales, III edición ed. Norma.

**4.14.2 Análisis de costos.** Este es un paso que nos va indicando que tan viable y tan real puede llegar hacer un proyecto después de pasar por la etapa de diseño.

En el caso de el autogiro deportivo monoplaza, vamos a empezar a contemplara que tan viable podría llegar hacer una construcción de este, si se podía llegar a competir con los diferentes fabricantes de autogiros en el mundo. Ya podemos empezar a realizar este proceso de costos y que se tienen todos los implementos para llegar a analizar un valor monetario del proyecto.

#### 4.14.2.1 Costos materiales.

Tabla 59. Costos de la Aeronave

CLASIFICACION O TIPO	MATERIAO Y/O COMPONENTE.	CAN	PRECIO UNIDAD (USD)	PRECIO UNIDAD PESOS COLOMBIANOS	PRECIO TOTAL PESOS COLOMBIANOS
MATERIALES			USD 3000.00	\$ 6.000.000,00	\$ 6.000.000,00
INSTRUMENTOS	INDICADOR DE VELOCIDAD.	1	USD 126.95	\$ 253.900,00	\$ 253.900,00
	ALTIMETRO	1	USD 180.00	\$ 360.000,00	\$ 360.000,00
	INDICADOR DE VELOCIDAD VERTICAL.	1	USD 108.00	\$ 216.000,00	\$ 216.000,00
	TACOMETRO ROTOR	1	USD 193.75	\$ 387.500,00	\$ 387.500,00
	EGT	1	USD 44.50	\$ 89.000,00	\$ 89.000,00
	TACOMETRO ROTOR	1	USD 125.95	\$ 251.900,00	\$ 251.900,00
	BRUJULA	1	USD 89.00	\$ 178.000,00	\$ 178.000,00
	HOROMETRO	1	USD 27.00	\$ 54.000,00	\$ 54.000,00
	INDICADOR DE COMBUSTIBLE	1	USD 51.00	\$ 102.000,00	\$ 102.000,00
	SWITCH	7		\$ 10.000,00	\$ 70.000,00
SISTEMA DE COMBUSTIBLE	BOMBA DE COMBUSTIBLE	1	USD 31.50	\$ 63.000,00	\$ 63.000,00
	FILTRO DE COMBUSTIBLE.	1	USD 13.00	\$ 26.000,00	\$ 26.000,00
	LINEA DE COMBUSTIBLE	1 metro	USD 1.24	\$ 2.480,00	\$ 2.480,00
	TANQUE DE COMBUSTIBLE. (SILLA)	1	USD 150.00	\$ 300.000,00	\$ 300.000,00

SISTEMA ELECTRICO	BATERIA.	1	USD 125.00	\$ 250.000,00	\$ 250.000,00
TREN DE ATERRIZAJE	RUEDAS	2	USD 26.00	\$ 52.000,00	\$ 104.000,00
	RINES	2	USD 31.15	\$ 62.300,00	\$ 124.600,00
	NEUMATICOS	2	USD 7.80	\$ 15.600,00	\$ 31.200,00
	PATIN DE COLA	1	USD 50.00	\$ 100.000,00	\$ 100.000,00
CONJUNTO MOTOR	ROTAX 582 /TODO INCLUIDO)	1	USD 25000.00	\$ 50.000.000,00	\$ 50.000.000,00
	HELICE (INCLUIDO EL HUB)	1	USD 880.00	\$ 1.760.000,00	\$ 1.760.000,00
	PALAS DEL ROTOR	2	USD 1.620.00	\$ 3.240.000,00	\$ 3.240.000,00
	PEDALES	1	USD 55.00	\$ 110.000,00	\$ 110.00
	JOYSTICK	1	USD 425.00	\$ 850.000,00	\$ 850.000,00
PRECIO TOTAL					\$ 64.813.580,00

**4.14.2.2 Costos de mano de obra (personal).** En este punto de la investigación, ya se encuentra realizado todo el proceso de diseño, y viene un tema muy importante, son los costos de la mano de obra que se debe usar para poder llegar a fabricar el autogiro deportivo monoplaza. Se empieza a jugar un rol muy importante ya que se debe tener en cuenta, las personas que son necesarias para llegar a construir el autogiro según las expectativas y el tiempo que tenga la empresa para realizar este proceso. Se debe tener en cuenta que se va a contratar ingenieros, técnicos y personal para las diferentes áreas de fabricación. En la siguiente tabla nos podemos dar una idea de cómo se puede llegar a realizar este proceso.

Tabla 60. Costo Personal

ESPECIALIDAD.	CANTIDAD	SALARIO UNIDAD	SALARIO TOTAL.
INGENIERO	5	\$ 1.800.000,00	\$ 9.000.000,00
TECNICO	20	\$ 1.200.000,00	\$ 24.000.000,00
SECRETERIA	1	\$ 1.000.000,00	\$ 1.000.000,00
MENSAJERO	1	\$ 900.000,00	\$ 900.000,00
ASEADORA	2	\$ 800.000,00	\$ 1.600.000,00
ALMACENISTA	2	\$ 1.000.000,00	\$ 2.000.000,00

INGENIERO SISTEMAS	2	\$ 1.500.000,00	\$ 3.000.000,00
TOTAL SALARIOS			\$ 41.500.000,00

Con el personal anteriormente descrito se pretende realizar dos aeronaves por mes, para así llegar a producir una de cantidad de 24 al año.

**4.14.2.3 Costos de la Empresa.** Como en todo proyecto en los costos debe estar incluido que tanto o qué porcentaje se van a tener fijos en cuanto a la creación y sustentación de la empresa. Estos los podemos ver representados de la siguiente manera.

Aclarando que el primer año va a ser el que tendrá mayor costo, por lo que lo demás años sólo será una sustentación y actualización de certificaciones si son necesarias.

Tabla 61. Costo Empresa

<b>COSTOS EMPRESA.</b>	
<b>DESCRIPCION.</b>	
EQUIPOS Y HERRAMIENTAS.	\$ 15.000.000,00
SEGURIDAD INDUSTRIAL.	\$ 5.000.000,00
ARRIENDO HANGAR.	\$ 3.000.000,00
SERVICIOS. (LUZ-AGUA-TELEFONO-INTERNET)	\$ 1.500.000,00
CERTIFICACION Y LICENCIAS	\$ 200.000.000,00
MATERIALES OFICINA.	\$ 10.000.000,00
TOTAL.	\$ 234.500.000,00

## 5. CONCLUSIONES.

- Se logro culminar el diseño preliminar del autogiro deportivo, demostrando su eficiencia y su gran utilidad para las personas que se encuentran interesadas en los diseños deportivos del medio aeronáutico.
- Con el diseño preliminar del autogiro deportivo monoplaza se pudo afirmar que en Colombia si es posible diseñar un autogiro con características similares al los diseñados en otros países generando un costo mas bajo.
- Con los perfiles naca 8h12 y naca 0009, se demostró que son los perfiles mas adecuados para el diseño de los autogiros, debido a sus características generales que le proporcionan un rendimiento adecuado en cualquier fase de vuelo.
- El autogiro fue diseñado para un funcionamiento de 100Mn y un techo de servicio de 12.500ft
- Esta aeronave por ser de bajo peso y tamaño puede realizar operaciones de aterrizaje-despegue en los diferentes áreas donde se practica la actividad deportiva aeronáutica.
- Dado que es un diseño que cumple su funcionalidad de sustentación por medio de la auto-rotación, este tipo de aeronaves puede suplir con facilidad los problemas presentados por otros tipos de diseños de flame out del motor.
- El diseño de este autogiro fue hecho también para que cualquier tipo de cambio negativo en su maniobrabilidad causado por efectos de vientos fuertes, sea manejado y corregido fácilmente por el piloto, para que no haya causa de accidentalidad en esta aeronave.

## 6. RECOMENDACIONES

Para realizar proyectos de investigación de este tipo, estos proyectos de diseño preliminar y/o diseño detallado se deben manejar claramente los programas de diseño.

Para hacer los diferentes planos de diseño se puede usar un programa como lo es SOLI EDGE versión 20, ya que esta versión ha sido mejorada en varios aspectos que le pueden dar al usuario la posibilidad de realizar los planos en muy poco tiempo y los más importantes con medidas y áreas muy exactas.

Para realizar los cálculos matemáticos, del diseño preliminar de un proyecto que tenga que ver con la medida aeronáutica que se cuenta con el libro de Jam Roskam, donde en sus diferentes tomos nos da la opción más clara y acertada para llegar a realizar cálculos matemáticos de tren de aterrizaje, ergonomía y dimensionamiento de la aeronave entre otras.

Cuando se va a diseñar un autogiro de cualquier tipo se debe tener en cuenta cuál es el funcionamiento que este tiene, tener en cuenta un punto muy importante que es la Auto-rotación, que es uno de los temas más complicados de analizar y entender, ya que es uno de los puntos más importantes en un autogiro para poder alcanzar el desempeño deseado.

Para un diseño preliminar de una aeronave la manera más viable de comenzar este proyecto es empezar a desarrollar la estimación de pesos, ya que teniendo estos claros se pueden empezar a desglosar los demás temas, sin que vayan quedando muchas incógnitas en el camino de la investigación.

Si se llegase a construir el autogiro deportivo monoplaza en una escala real, cabe tener en cuenta que la persona que este maniobrando esta aeronave debe estar capacitada tanto teóricamente y prácticamente para poder realizar un vuelo sin ningún incidente o accidente.

## BIBLIOGRAFÍA.

DANIEL RAYMER. Aircraft Analysis conceptual approach

HELICÓPTEROS. INGENIERÍA AEROESPACIAL. Escuela Superior de Ingenieros  
Universidad de Sevilla. Curso 2006-2007

JAM ROSKAM CAP. Airplane design. Part I-VII. Ottawa Kansas 1985.

NORMA TECNICA COLOMBIANA. Citado por el Instituto de Normas Técnicas  
Icontec. Quinta actualización.

AIRCRAFT DESIGN. <http://www.aircraftdesigns.com> [Citado Julio de 2008]

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Federal Aviation Regulation Part 23. US  
department of transportation FAA. [On line] Disponible en:  
[http://www.flightsimaviation.com/FARS/part\\_23.htm](http://www.flightsimaviation.com/FARS/part_23.htm) [Citado Agosto de 2008]

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Federal Aviation Regulation Part 27. US  
department of transportation FAA. [On line] Disponible en:  
[http://www.flightsimaviation.com/FARS/part\\_27.htm](http://www.flightsimaviation.com/FARS/part_27.htm) [Citado octubre de 2008]

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Rotorcraft flying handbook. US  
department of transportation FAA. 2000. [On line] Disponible en:  
<http://www.faa.gov/library/manuals/aircraft/media/faa-h-8083-21.pdf> [Citado  
octubre de 2008]

KIEV PROPELLERS. [On line] Disponible en: <http://www.kievprop.com.ua/> [Citado  
en Septiembre. 2008]

LEISHMAN, Gordon. Development of the autogiro: A technical perspective. Maryland: El autor. 2002 [On line] Disponible en: [http://www.glue.umd.edu/~leishman/Aero/Leishman\\_giro\\_paper.pdf](http://www.glue.umd.edu/~leishman/Aero/Leishman_giro_paper.pdf) [Citado Agosto de 2008]

MEYER, L. [Dimensions of twin seaplane floats](#). NACA. 1933. NACA-TM-719 [On line] Disponible en: [http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930094698\\_1993094698.pdf](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930094698_1993094698.pdf) [Citado Julio de 2008]

ROTAX AIRCRAFT ENGINES. [On line] Disponible en: <http://www.rotaxservice.com/> [Citado en Octubre 2007] [Citado Mayo de 2008]

ROTARY WING FORUM. <http://www.rotaryform.com> [Citado Junio de 2008]

ROTORHEAD. <http://www.rotarhead.com> [Citado Septiembre de 2008]

RAM PERFORMANCE. [On line] Disponible en: <http://www.ramengines.com/> [Citado en Febrero 2008]

SKYCRAFT PARTS & SURPLUS INC. 1992 [On line] Disponible en: <http://www.skycraftsurplus.com/> [Citado en Marzo 2008]

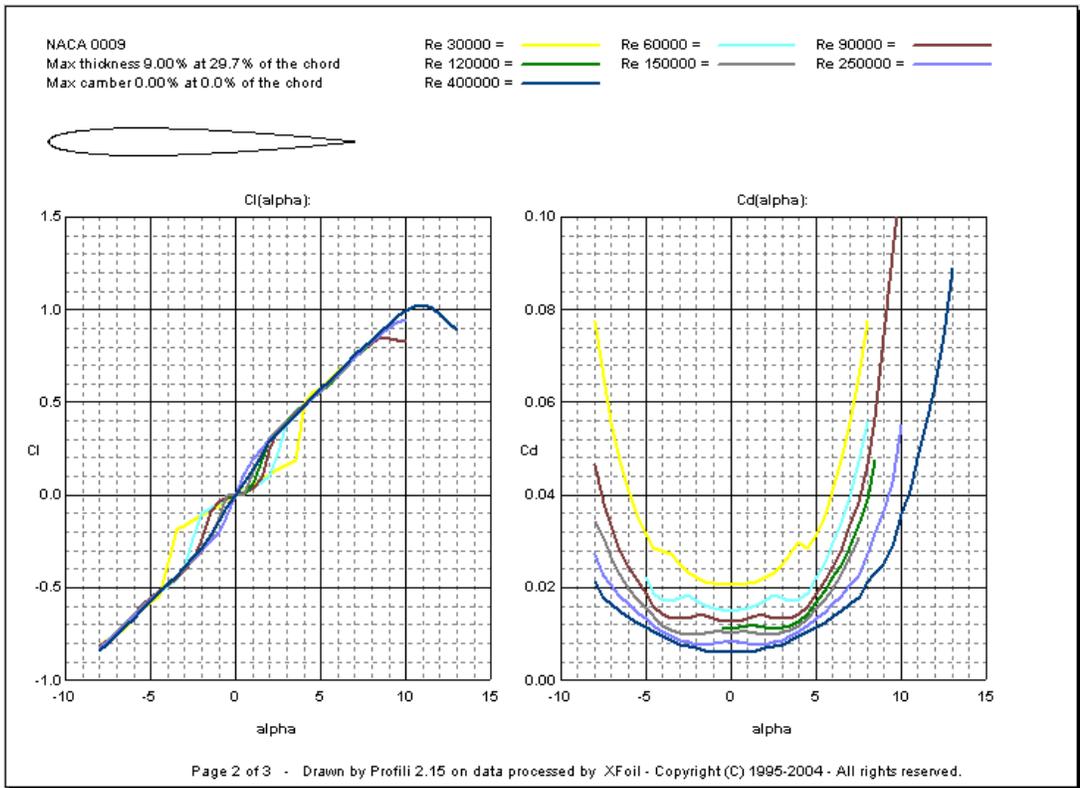
[Take-off performance of light twin-float sea-planes](#). NACA Langley Research Center. 1948. NACA-TN-1524 [On line] Disponible en: [http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930082208\\_1993082208.pdf](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930082208_1993082208.pdf) [Citado Septiembre de 2008]

## ANEXOS

➤ Anexo A.

	<b>M-14</b>	<b>B-6</b>	<b>F-30</b>	<b>RAF 2000</b>
<b>PESOS (lbs)</b>				
<b>Vacio</b>	546,75	105	489,43	809
<b>Despegue</b>	1212,55	355	1274,28	1538,84
<b>Carga Paga</b>	665,8	250	784,85	729,73
<b>Diámetro del Rotor (ft)</b>	27	20	28	30

➤ Anexo B.



➤ Anexo C.

