

<b>FECHA</b>	JUN. 2008
--------------	-----------

<b>NUMERO RAE</b>	
<b>PROGRAMA</b>	INGENERIA AERONAUTICA

<b>AUTORES</b>	PINTO GARCIA, Oscar Fernando
<b>TITULO</b>	DISEÑO ESTRUCTURAL DETALLADO DEL FUSELAJE DE LA TESIS TITULADA "DISEÑO PRELIMINAR DE UN PLANEADOR DE ALA RÍGIDA CON VUELO CONTROLADO"

<b>PALABRAS CLAVE</b>	<p>Planeador</p> <p>Fuselaje</p> <p>Superficie alar</p> <p>Envergadura</p> <p>Carga alar</p> <p>Aerodinámica</p> <p>Superficies de control</p> <p>Ala rígida</p> <p>Diagrama V-n</p> <p>Cuerda en la raíz</p> <p>Cuerda en la punta</p> <p>Ansys 10.0</p> <p>Solid edge V.19</p> <p>Optimización</p> <p>Térmicas</p> <p>Flaps</p> <p>Alerones</p> <p>Timón de dirección</p>
-----------------------	---

<b>NUMERO RAE</b>	
<b>PROGRAMA</b>	INGENERIA AERONAUTICA

<b>DESCRIPCION</b>
<p>Al ver el incremento de deportistas practicantes de vuelo por Cometa Delta, surge la necesidad de diseñar un planeador que optimice los parámetros requeridos para adquirir una mejor sustentación, brindando adicionalmente un vuelo seguro y confortable. Por esta razón, en este proyecto se va a validar y rediseñar estructuralmente el fuselaje del planeador de ala rígida desarrollado en el proyecto de grado “Diseño preliminar de un planeador de ala rígida de vuelo controlado”, para de este modo, llevar a cabo la adecuada optimización de las características del fuselaje <b>Caos 2000</b>.</p> <p>El proyecto de diseño es un trabajo que se debe elaborar teniendo en cuenta el tipo de boceto que se va a realizar, el diseño es un proceso muy complejo en el cual el ingeniero, diseñador o persona que lo va a efectuar debe tener claro los parámetros establecidos para realizar el proyecto que desea, por lo tanto, se pretende estudiar los requisitos necesarios para obtener la certificación de un planeador de ala fija con superficies de control.</p>

<b>FUENTES BIBLIOGRAFICAS</b>
<p><b>Libros</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Calderón Molina, G. Gómez Martínez, H. Jara Quintanilla, K. Diseño preliminar de un planeador de ala rígida de vuelo controlado, “Cóndor I”. Universidad de San Buenaventura, Bogotá, D.C. 2005, 188p.</li> <li>• ANDERSON, John D. Introduction to flight. 4 ed. New York: McGraw-Hill, 2000. _____ . Fundamental of aerodynamics. 3 ed. New York: McGraw-Hill, 2001.</li> <li>• INSTITUTO COLOMBIANO DE NORMAS TECNICAS. Compendio de tesis y otros trabajos de grado. Quinta actualización. Bogotá D.C.: ICONTEC, 2007. NTC 1486 112p.</li> <li>• NICKEL, Karl and WOHLFAHRT, Michael. Tailless aircraft in theory and practice. 2 ed.</li> <li>• MEGSON, T. H. G. Aircraft structures for engineering students, 3th ed. Oxford (MA): Butterworth- Heinemann, 1999, 590p</li> <li>• NIU, Michael. Airframe structural design: practical design information and data on aircraft structures. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press Ltd. 1995, 612p.</li> </ul>

<b>NUMERO RAE</b>	
<b>PROGRAMA</b>	INGENERIA AERONAUTICA

<b>FUENTES BIBLIOGRAFICAS</b>
<p><b>Paginas WEB.</b></p> <p><a href="http://www.fai.org/documents/sportingcode">http://www.fai.org/documents/sportingcode</a></p> <p><a href="http://portal.aerocivil.gov.co/portal/page/portal/Aerocivil_Portal_Internet/normatividad/rac/indice_general">http://portal.aerocivil.gov.co/portal/page/portal/Aerocivil_Portal_Internet/normatividad/rac/indice_general</a></p> <p><a href="http://www.faa.gov/regulations_policies/">http://www.faa.gov/regulations_policies/</a></p> <p><a href="http://www.soaridaho.com/Schreder/PDF_Documents/jar22.pdf">http://www.soaridaho.com/Schreder/PDF_Documents/jar22.pdf</a></p> <p><a href="http://www.geocities.com/aventurnet/solyocio/ot/extremo/aladelta.htm">http://www.geocities.com/aventurnet/solyocio/ot/extremo/aladelta.htm</a></p> <p><a href="http://www.infolaser.net/franpr/tecnica/ds/dynamic_soaring.html">http://www.infolaser.net/franpr/tecnica/ds/dynamic_soaring.html</a></p>

<b>CONTENIDO</b>
<p><b>DESARROLLO INGENIERIL</b></p> <p><b>PARAMETROS INICIALES</b></p> <p>En primera instancia se tiene en cuenta que los planeadores y el fuselaje Caos 2000, se diseñan con un peso máximo de 150 kg, valor que se encuentra establecido por la Federación Aeronáutica Internacional (FAI).</p> <p>Para determinar la distribución de pesos del planeador CONDOR I, y lograr que se cumpliera con el peso estimado máximo, se escogió un peso máximo para el piloto de 90 kg y los 60 kg restantes se dividió en el ala y el fuselaje, dependiendo las características aerodinámicas a las que es sometida el ala y adicionalmente a los esfuerzos que son soportados por la estructura del fuselaje.</p> <p>Los materiales de diseño y construcción son fundamentales para que el fuselaje <b>CAOS 2000</b> sea eficiente en el momento del vuelo por esta razón se estudian tres materiales muy utilizados en la industria aeronáutica.</p>

## CONTENIDO

1. Fibra de carbono: Material compuesto polimérico altamente resistente, conformado por miles de filamentos de grafito unidos y tejidos.
2. Fibra de vidrio/poliéster: Es un material fibroso obtenido al hacer fluir vidrio fundido a través de una pieza de agujeros muy finos (espinerette) y al solidificarse tiene suficiente flexibilidad para ser usado como fibra.
3. Aluminio: Este metal posee una combinación de propiedades que lo hacen muy útil en ingeniería mecánica y aeronáutica, tales como su baja densidad ( $2.700 \text{ kg/m}^3$ ) y su alta resistencia a la corrosión. Mediante aleaciones adecuadas se puede aumentar sensiblemente y su resistencia mecánica (hasta los 690 MPa). Es buen conductor de la electricidad, se mecaniza con facilidad y es relativamente barato. Por todo ello es el metal que más se utiliza después del acero. el aluminio 6061-T6 y el aluminio 7075-T6. Son altamente utilizados en la fabricación de estructuras tubulares.

Propiedades		Aluminio 6061-T6	Aluminio 7075-T6
( $\nu$ )		0,33	0,33
(E)		68.9	72
Lím. elástico		276	503
Tens. Rotura		310	572
C.T		167	130
Densidad		2,70	2,81
C		896	920
Res. Cizalla		--	330

## CONTENIDO

El aluminio 6061-T6, es seleccionado debido a sus propiedades de soldabilidad, resistencia a la corrosión y su límite de elasticidad es de 276 Mpa, lo cual permite que la estructura soporte esfuerzos mayores y sea más factible la optimización del diámetro final del fuselaje tubular, comparado con el aluminio 7075-T6 que tiene un límite de elasticidad de elasticidad de 502 Mpa, Pero no es fácil para soldar y es mas bajo en resistencia a la corrosión.

### Ala preliminar

	<b>Sistema Inglés</b>	<b>Sistema Internacional</b>
lift	330 lb	150kg
Vne	91,13 Ft/s	27,7m/s
Va	67,838 Ft/s	20,6755 m/s
Vs	47,966 Ft/s	14,62 m/s
Fc	4,4	4,4
Clmax	1,162	1,162
B	37,401 Ft	11,4 m
S	134,5 Ft <sup>2</sup>	12,5 m <sup>2</sup>
densidad	0,00180 slug/ft <sup>3</sup>	0,94727 Kg/m <sup>3</sup>

### CARGAS APLICADAS

- **Peso piloto : 90 Kg**
  
- **Carga empotramiento: 455,25 Kg**

## CONTENIDO

### CONFIGURACION CAOS 2000

Por medio de la comparación realizada a diferentes planeadores se determino una línea base que sirvió para la configuración final del fuselaje CAOS 2000.

PLANEADOR	CAOS 2000	
	IN	M
UNIDADES		
LARGO	63,2269388	1,54906
ANCHO	27,3469388	0,72
ALTO	48,5689796	1,18994

### SELECCIÓN MECANISMOS

La elección de los mecanismos de control es un trabajo que requiere de mucho cuidado y que es muy complejo, por esta razón se estudian los tipos de mecanismo que se pueden adaptar al fuselaje Caos 2000

1. Mecanismo swift
2. Mecanismos condor I
3. Mecanismos Cessna

La elección de los mecanismos a diseñar en el fuselaje caos 2000 depende del tipo de ala que se desee incorporar, si se desea que tenga los tres mecanismos principales o simplemente se desean dos. Por esta razón se ha elegido implementar y diseñar en el fuselaje Caos 2000 el tipo cessna.

<b>NUMERO RAE</b>	
<b>PROGRAMA</b>	INGENERIA AERONAUTICA

<b>OBJETIVOS</b>
<p><b>Objetivo General.</b></p> <p>→ Rediseñar detalladamente la estructura fuselaje preliminar Cóndor I.</p> <p><b>Objetivos Específicos.</b></p> <p>→ Investigar los de tipos de fuselajes para planeadores de ala rígida y clase de planeadores existentes.</p> <p>→ Reevaluar las características estructurales del diseño preliminar del planeador Cóndor I y diseñar el fuselaje CAOS 2000.</p> <p>→ Realizar la comparación entre el diseño preliminar cóndor I y el diseño CAOS 2000.</p> <p>→ Seleccionar los mecanismos de control y las uniones entre los tubos del fuselaje elegido, al igual que las uniones ala - fuselaje.</p> <p>→ Realizar los planos de diseño del fuselaje CAOS 2000.</p> <p>→ Analizar y Optimizar el diseño.</p> <p>→ Efectuar el estudio de costos para una posible construcción del fuselaje.</p> <p>→ Realizar el estudio de certificación para planeadores.</p>

<b>NUMERO RAE</b>	
<b>PROGRAMA</b>	INGENERIA AERONAUTICA

<b>METODOLOGIA</b>
<p><b>1. Enfoque de la investigación.</b></p> <p>El enfoque que tiene el presente proyecto de grado es de carácter empírico – analítico, ya que se pone en práctica todo lo aprendido hasta el momento en cuanto a principios y teorías y adicionalmente se realizan procedimientos experimentales, para la verificación y optimización del diseño planteado.</p> <p><b>2. Línea de investigación.</b></p> <p>La Línea de Investigación que cobija la Institución de Investigación es la línea de Tecnologías Actuales y Sociedad.</p> <p>La Sublínea de Investigación de la Facultad de Ingeniería es Instrumentación y Control de Procesos.</p> <p>El Campo de Investigación del Nodo de Aeronáutica es Diseño y Construcción de Aeronaves.</p>

<b>CONCLUSIONES</b>
<ul style="list-style-type: none"><li>• Por medio de la optimización del Caos 2000 y el análisis al fuselaje preliminar, se elige como fuselaje principal el Caos 2000 gracias a su facilidad para ser transportado, su buena resistencia ala carga y su bajo peso.</li><li>• El análisis del diagrama V-n, permitió calcular con éxito la carga en el fuselaje. Lo cual sirvió para efectuar un mejor diseño del fuselaje Caos 2000.</li></ul>

## CONCLUSIONES

- El estudio de la normatividad y certificación para planeadores determino el peso máximo para este tipo de planeadores tubulares a 150 kg, lo cual fue la base para determinar el peso máximo del piloto a 80 kg, y cumplir así a cabalidad el rango que determina la FAI que es de 65 a 90 kg.
- Los resultados de los análisis realizados al fuselaje preliminar y al Caos 2000 por medio del programa ansys 10.0 permite determinar que son viables para su construcción.
- El fuselaje Caos 2000 proporciona facilidad de traslado gracias a que esta diseñado para ser desensamblado al terminar el vuelo.
- El diseño de las uniones de los tubos permite dar más estabilidad al fuselaje, gracias al diseño de los refuerzos los cuales soportan la carga máxima de 4465 newton.
- Se determina realizar la optimización al Fuselaje Caos 2000 porque su diseño facilita más su construcción y permite más visibilidad al piloto, en comparación del Condor I.
- La optimización y análisis estructural del fuselaje Caos 2000 determino que los valores de carga que soporta el fuselaje en vuelo son de 4.4 g y -2.2g. y que el diámetro adecuado para la construcción del fuselaje Caos 2000 es mínimo de 2.5 cm. con un espesor de 2 mm y máximo de 3.2 cm con el mismo espesor.

**DISEÑO ESTRUCTURAL DETALLADO DEL FUSELAJE DE LA TESIS  
TITULADA “DISEÑO PRELIMINAR DE UN PLANEADOR DE ALA RÍGIDA CON  
VUELO CONTROLADO”**

OSCAR FERNANDO PINTO GARCÍA

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

**DISEÑO ESTRUCTURAL DETALLADO DEL FUSELAJE DE LA TESIS  
TITULADA “DISEÑO PRELIMINAR DE UN PLANEADOR DE ALA RÍGIDA CON  
VUELO CONTROLADO”**

OSCAR FERNANDO PINTO GARCÍA

Proyecto final para optar por el título de  
Ingeniero Aeronáutico

Asesor  
Carlos Bohórquez Ávila  
Ingeniero Mecánico

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

Nota de aceptación:

---

---

---

---

---

Firma del presidente del jurado

---

Firma del jurado

---

Firma del jurado

Bogotá 30 de Mayo de 2008

## **DEDICATORIA**

**A papá Dios porque gracias a su protección, a su amor y a su comprensión, he podido estar hoy aquí, Gracias a él por la vida que me a prestado y la paciencia que me a regalado para hacer las cosas, por los buenos y malos momentos que me ha dejado vivir junto a los seres que quiero y que me apoyaron en el transcurso de este camino. A mi MADRE por el amor que me brindo desde su vientre hasta el día de hoy, por todos los consejos que quizás no he seguido y por aquellos que si, por su lucha incondicional para que tus hijos tuviéramos todo lo que necesitamos. Por el gran sacrificio que ha hecho, las noches en vela y todos los día que trabajo fuertemente para que llegara a esta instancia de mi vida, de corazón este pequeño trabajo y lo que el significa es para ti. A mi PADRE por sus mal genios, sus abrazos y sobre todo por su apoyo, por esas peleas que hemos tenido porque me han hecho mas fuerte y un poco mas dedicado a cada cosa que hago aunque no pareciera, por los regaños y las felicitaciones que me llenaron de tristeza y felicidad, se les quiere a ambos. A mis HERMANOS, JAVI, ANDRÉS, MILE Y PAO por tenerme paciencia, aguantarse mi mal genio y sonreír por mis bobadas. A mis sobrinos Javier David y Ammy Daniela porque gracias a su alegría he terminado este trabajo con mucho amor. A TODA LA FAMILIA que estuvo pendiente de que por fin terminara una meta más, a aquellas que me cuidaron de pequeños y que he compartido cada día de mi vida. A CRAH por todo su apoyo, cariño, comprensión durante este camino a ser profesional, por las noches de trasnocho en las que me acompañaste realizando trabajos o parciales y me ayudaste a lograr este gran objetivo.**

***Oscar Fernando Pinto García***

## **AGRADECIMIENTOS**

EL autor expresa sus agradecimientos a:

Carlos Bohórquez Ávila, ingeniero mecánico y director del proyecto por haber aceptado tomar este proyecto y apoyarme en el transcurso de su realización.

Alejandro García Rubiano, ingeniero mecánico por su apoyo durante mis estudios en la universidad, su amistad y colaboración.

Jerson Alvarado Mendoza, Primo y jefe por tenerme paciencia en el trabajo con los permisos, las ausencias y por apoyarme en mi vida laboral.

Doña Lola y Don Hernando por aceptarme, quererme y brindarme su apoyo incondicional.

A toda mi familia Pinto y García que estuvieron pendientes de mi y de mi progreso durante todo el transcurso de mi carrera.

A mis amigos por estar hay en las buenas y en las malas durante toda mi vida educativa. Amigos del colegio y de la universidad muchas gracias por su sincera amistad.

## CONTENIDO

<b>INTRODUCCIÓN</b>	<b>15</b>
<b>1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA</b>	<b>16</b>
<b>1.1 ANTECEDENTES</b>	<b>16</b>
<b>1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA</b>	<b>20</b>
<b>1.3 JUSTIFICACIÓN</b>	<b>21</b>
<b>1.4 OBJETIVOS</b>	<b>22</b>
<b>1.4.1 Objetivo General</b>	<b>22</b>
<b>1.4.2 Objetivos Específicos</b>	<b>22</b>
<b>1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO</b>	<b>23</b>
<b>1.5.1 Alcances</b>	<b>23</b>
<b>1.5.2 Limitaciones</b>	<b>23</b>
<b>2. MARCO DE REFERENCIA</b>	<b>24</b>
<b>2.1 MARCO CONCEPTUAL</b>	<b>24</b>
<b>2.2 MARCO LEGAL</b>	<b>28</b>
<b>2.3 MARCO TEÓRICO</b>	<b>32</b>
<b>2.3.1 Tipos de Fuselajes</b>	<b>32</b>
<b>3. METODOLOGÍA</b>	<b>37</b>
<b>3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN</b>	<b>40</b>
<b>3.2 LÍNEA DE INVESTIGACIÓN</b>	<b>40</b>
<b>3.3 HIPOTESIS</b>	<b>40</b>
<b>3.4 VARIABLES</b>	<b>41</b>
<b>3.4.1 Variable independiente</b>	<b>41</b>
<b>3.4.2 Variable dependiente</b>	<b>41</b>

	Pág.
<b>4. PRESENTACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS</b>	<b>42</b>
<b>5. DESARROLLO INGENIERIL</b>	<b>44</b>
<b>5.1 PARAMETROS INICIALES</b>	<b>44</b>
<b>5.1.1 Dimensionamiento del fuselaje CONDOR I</b>	<b>45</b>
<b>5.2 MATERIALES DE DISEÑO</b>	<b>46</b>
<b>5.2.1 Propiedades de los materiales</b>	<b>47</b>
<b>5.2.2 Elección del material para el diseño del fuselaje CAOS 2000</b>	<b>50</b>
<b>5.3 DISTRIBUCIÓN DE LA CARGA ALAR</b>	<b>52</b>
<b>5.3.1 Ala preliminar del planeador</b>	<b>53</b>
<b>5.3.2 Carga soportada por el ala a 36cm desde la raíz.</b>	<b>58</b>
<b>5.4 ANÁLISIS DEL DISEÑO PRELIMINAR DEL PLANEADOR CONDOR I</b>	<b>62</b>
<b>5.4.1 Análisis del fuselaje preliminar</b>	<b>63</b>
<b>5.4.2 Estudio del fuselaje preliminar en ANSYS</b>	<b>64</b>
<b>5.5 DISEÑO FUSELAJE CAOS 2000</b>	<b>68</b>
<b>5.5.1 Selección del dimensionamiento fuselaje CAOS 2000</b>	<b>69</b>
<b>5.5.2 Parámetros iniciales del CAOS 2000</b>	<b>70</b>
<b>5.5.3 Línea base del fuselaje CAOS 2000</b>	<b>70</b>
<b>5.5.4 Diseño del CAOS 2000 en SOLIG EDGE V19</b>	<b>72</b>
<b>5.5.5 Análisis estructural del fuselaje CAOS 2000</b>	<b>72</b>
<b>5.6 OPTIMIZACIÓN FUSELAJE CAOS 2000</b>	<b>77</b>
<b>5.6.1 Diámetros para la optimización</b>	<b>77</b>
<b>5.6.2 Resultados de la optimización</b>	<b>77</b>
<b>5.7 UNIONES</b>	<b>78</b>
<b>5.7.1 ALA –FUSELAJE</b>	<b>79</b>
<b>5.7.2 Unión entre tubos</b>	<b>81</b>
<b>5.7.3 Uniones giratorias</b>	<b>83</b>

<b>5. 8 MECANISMOS DE CONTROL</b>	<b>86</b>
<b>5.8.1 Tipo de mecanismos</b>	<b>86</b>
<b>5.8.2 Elección de los Mecanismos</b>	<b>89</b>
<b>5.8.3 partes del mecanismo</b>	<b>90</b>
<b>5. 9 ELEMENTOS DE VUELO</b>	<b>93</b>
<b>5.9.1 Elección silla piloto</b>	<b>93</b>
<b>5.9.2 Casco y protección</b>	<b>94</b>
<b>5.9.3 Instrumentos de posición</b>	<b>94</b>
<b>5.10 Estudio de costos</b>	<b>96</b>
<b>5.10.1 Costo de materiales</b>	<b>96</b>
<b>5.10.2 Costos de mecanizado</b>	<b>97</b>
<b>5.10.3 Costo elementos de vuelo</b>	<b>98</b>
<b>6. CONCLUSIÓN</b>	<b>99</b>
<b>7. RECOMENDACIONES</b>	<b>101</b>
<b>ANEXOS</b>	<b>104</b>

## LISTA DE TABLAS

	<b>Pág.</b>
Tabla 1. Dimensiones finales del fuselaje CAOS 2000	42
Tabla 2. Dimensiones del fuselaje CONDOR I	45
Tabla 3. Propiedades de la fibra de vidrio y fibra de carbono	48
Tabla 4. Comparación de propiedades de los aluminios 6061-T6 y 7075-T6	50
Tabla 5. Dimensiones del ala del planeador	54
Tabla 6. Parámetros del ala	57
Tabla 7. Cargas Obtenidas	62
Tabla 8. Puntos principales del fuselaje preliminar	64
Tabla 9. Resultados arrojados por ANSYS para el planeador preliminar	67
Tabla 10. Línea base de planeadores	71
Tabla 11. Promedios base de los planeadores analizados	71
Tabla 12. Puntos de dimensionamiento CAOS 2000	73
Tabla 13. Resultados del fuselaje CAOS 2000	75
Tabla 14. Comparación de esfuerzos	76
Tabla 15. Optimización	78
Tabla 16. Dimensiones poleas	92
Tabla 17. Costos Materiales para el fuselaje Caos 2000	97
Tabla 18. Mecanizado tubos	97
Tabla 19. Elementos necesarios	98
Tabla 20. Fibra de vidrio tipo A	104
Tabla 21. Fibra de vidrio tipo B	104
Tabla 22. Fibra de vidrio tipo D	105

Tabla 23. Fibra de vidrio tipo E	105
Tabla 24. Comparación Aluminios	106
Tabla 25. Aluminio 6061-T6; 6061-T651	107
Tabla 26. Aluminio 7075-T6; 7075-T651	108
Tabla 27. Características de los aluminios	109
Tabla 28. Características planeador Bebe	110
Tabla 29. Dimensiones y costo barra rectangular	112
Tabla 30. Diámetro y costo barra redonda	112

## LISTA DE FIGURAS

	<b>Pág.</b>
Figura 1. Planeador primario Zogling	17
Figura 2. Planeador primario Grasshopper	17
Figura 3. Planeadores intermedios monoplazas y biplaza	18
Figura 4. Planeador alto velero ASW	19
Figura 5. Planeador alto velero ASW 22 BLE	20
Figura 6. Fuselaje tipo reticular	32
Figura 7. Partes principales del fuselaje	33
Figura 8. Fuselaje monocasco	34
Figura 9. Fuselaje semi – monocasco	36
Figura 10. Diagrama de Flujo del proyecto parte 1	38
Figura 11. Diagrama de Flujo del proyecto parte 2	39
Figura 12. Fuselaje CAOS 2000	43
Figura 13. Clasificación de planeadores según la FAI	44
Figura 14. Direccionamiento de las cargas sobre un tubo	47
Figura 15. Materiales utilizados para estructuras tubulares	49
Figura 16. Distribución del lift a lo largo de la envergadura de un ala	53
Figura 17. Diseño del ala preliminar	54
Figura 18. Diagrama V-n	56
Figura 19. Fuselaje Preliminar ensamblado	62
Figura 20. Fuselaje preliminar del Planeador CONDOR I	63
Figura 21. Seccionamiento de líneas	65
Figura 22. Enmallado, empotramiento y aplicación de cargas	66
Figura 23. Esfuerzo máximo del fuselaje preliminar	67
Figura 24. Fuselaje CAOS 2000	72
Figura 25. Enmallado del CAOS 2000	74
Figura 26. Aplicación de las cargas en el fuselaje CAOS 2000	74

	<b>Pág.</b>
Figura 27. Esfuerzo máximo sometido el fuselaje Caos 2000	75
Figura 28. Unión ala fuselaje swift	79
Figura 29. Empotramiento ala-fuselaje	80
Figura 30. Unión tipo 2	81
Figura 31. Tubos por medio de resorte	82
Figura 32. Unión reforzada por medio de un tornillo	83
Figura 33. Unión tubo lateral base	84
Figura 34. Análisis de la horquilla de unión	85
Figura 35. Simulación empotramiento del tubo en la horquilla	85
Figura 36. Mecanismo swift	86
Figura 37. Palanca de flaps	87
Figura 38. Posición timones de dirección	88
Figura 39. Movimiento mecanismos	88
Figura 40. Movimiento de los pedales	89
Figura 41. Guaya	90
Figura 42. Tensor	91
Figura 43. Costo poleas	92
Figura 44. Silla Ergonómica	93
Figura 45. Hamaca base silla	94
Figura 46. E-TREX H GPS	95
Figura 47. Base vertical GPS	96
Figura 48. Planeador Bebe	110
Figura 49. Lanzamiento swift	111
Figura 50. Casco sport	113
Figura 51. Silla modelo 303	114
Figura 52. Silla modelo 304	114
Figura 53. Soporte ala	115
Figura 54. Simulación soporte	115

## TABLA DE ANEXOS

	<b>Pág.</b>
Anexo A. Propiedades físicas y mecánicas de 4 tipos de fibra de vidrio	104
Anexo B. Propiedades físicas y mecánicas de los aluminios	106
Anexo C. Características de los aluminios	109
Anexo D. Planeadores para comparación de características	110
Anexo E. Clase de Tubos de aluminio, barras de Aluminio y costo	112
Anexo F. Tipos de cascos	113
Anexo G. Tipo de Sillas	114
Anexo H. Viga para soportar el ala	115

## GLOSARIO

**Planeador:** Aeronave más pesada que el aire, que se mantiene en vuelo sin motor, gracias a su diseño aerodinámico y a las termales de aire.

**Fuselaje:** Es una de las partes principales del avión, planeador o aeronave. Es donde se encuentra ubicado, la cabina de los pilotos, los pasajeros, los mandos de control y donde vienen empotrados los planos.

**Planos:** También conocido como alas, junto con el fuselaje conforman la aeronave, son los encargados de mantener la aeronave planeando. Se puede ubicar empotrada en tres partes diferentes del fuselaje, en la parte superior (plano alto), inferior (plano bajo), o en el medio (plano medio).

**Termales de aire:** Son columnas de aire caliente que se elevan, las cuales son producidas por el calentamiento del suelo.

**Centro de gravedad:** es el punto de equilibrio de la aeronave, donde actúa la resultante del peso.

## INTRODUCCIÓN

Al ver el incremento de deportistas practicantes de vuelo por Cometa Delta, surge la necesidad de diseñar un planeador que optimice los parámetros requeridos para adquirir una mejor sustentación, brindando adicionalmente un vuelo seguro y confortable. Por esta razón, en este proyecto se va a validar y rediseñar estructuralmente el fuselaje del planeador de ala rígida desarrollado en el proyecto de grado “Diseño preliminar de un planeador de ala rígida de vuelo controlado”, para de este modo, llevar a cabo la adecuada optimización de las características del fuselaje **Caos 2000**

El proyecto de diseño es un trabajo que se debe elaborar teniendo en cuenta el tipo de boceto que se va a realizar, el diseño es un proceso muy complejo en el cual el ingeniero, diseñador o persona que lo va a efectuar debe tener claro los parámetros establecidos para realizar el proyecto que desea, por lo tanto, se pretende estudiar los requisitos necesarios para obtener la certificación de un planeador de ala fija con superficies de control.

El diseño del fuselaje determina el tamaño y peso máximo del piloto, el fuselaje puede contener partes fijas y móviles dependiendo la necesidad. Este proyecto busca que el fuselaje sea lo más sencillo posible, con el fin de disminuir peso y facilitar su traslado. Para esta fase del proyecto, se estudian los fuselajes ya existentes, tomando ideas que aporten al buen desempeño de la aeronave y al mejoramiento de las propiedades estructurales, de estabilidad y control del fuselaje **Caos 2000**. Posteriormente se realiza el estudio de costos de construcción y el estudio de certificación concerniente.

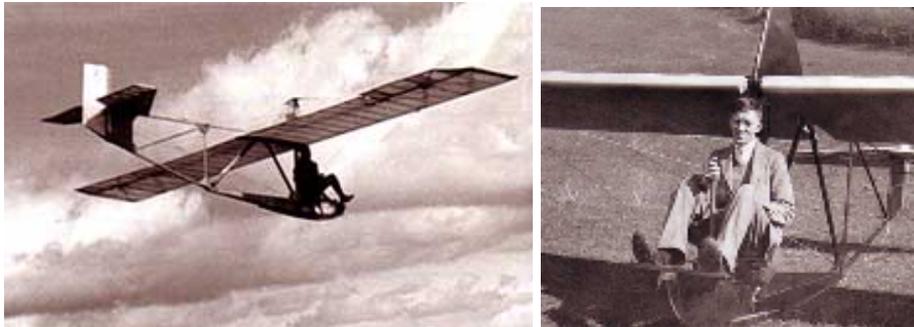
## **1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA**

### **1.1 ANTECEDENTES**

A través de los años se han visto grandes avances acerca de la historia de la aviación deportiva, en la cual se encuentran clasificados los tipos de planeadores existentes, sus diferentes estructuras y características principales, que son parte fundamental para la guía del diseño detallado del fuselaje Caos 2000.

Uno de los prototipos a ser considerados es el planeador primario. Se trata de un planeador que no tenía fuselaje sino un marco de madera o, algunas veces, de tubos de acero que contenían el asiento del piloto y la unidad de cola, además soportaba un ala rectangular muy simple montada por encima de la cabeza del piloto como se aprecia en la figura 1 y figura 2. Esta ala generalmente se encontraba asegurada al fuselaje por arriba y abajo, mediante cables. La parte del marco que hacía de fuselaje situada por encima del ala, por lo general se hallaba forrada con tela, formando una Y invertida. Los controles eran convencionales... La característica fundamental era la simplicidad, el poco peso y el bajo costo, combinados con una gran resistencia.

Figura 1. Planeador primario Zogling



Fuente: club fiddlersgreen [en línea]. [Citada al 16-02-2008]. Disponible en Internet: <http://www.fiddlersgreen.net/AC/aircraft/Primary-Glider/zogling.php>.

En la figura 2, se muestra un diseño de planeador primario más moderno pero con características muy similares al modelo anterior.

Figura 2. Planeador primario Grasshopper



Fuente: club fiddlersgreen [en línea]. [Citada al 16-02-2008]. Disponible en Internet: <http://www.fiddlersgreen.net/AC/aircraft/Primary-Glider/zogling.php>.

El rendimiento del primario, como podría esperarse, era muy pobre. El ángulo de planeo era del orden de 1 en 8 o 10 y la caída mínima, alrededor de 1,5 metros por segundo... Los primarios tenían una curva L/D con mucha

pendiente y esto significa que sólo poseían una muy pequeña gama de velocidades donde podía encontrarse alguna eficiencia.

“Teniendo en cuenta las características que tuvieron los planeadores primarios los diseñadores y constructores realizaron varios cambios a estos planeadores los cuales los llevaron a los planeadores intermedios”. Se afirma que los planeadores intermedios cubren todos los planeadores que son suficientemente eficientes para volar a vela o mantenerse y trepar en condiciones favorables, pero que no tienen una buena gama de velocidades; en una palabra, que no tienen buena penetración. En estos casos se tiene un verdadero fuselaje, por lo general de forma simple, con costados planos, un ala muy sencilla soportada por montantes y una apariencia por lo común mucho más aeronáutica que la de los primarios, como se muestra en los ejemplos de la figura 3.

Figura 3. Planeadores intermedios monoplaza y biplaza



Fuente: Club aéreo de Toledo [en línea]. [Citada al 16-02-2008]. Disponible en Internet:<http://www.aeroclubdetoledo.com/modules.php?name=News&file=article&sid=360>.

Los planeadores intermedios más eficientes tienen un ángulo de planeo del orden de 1 en 20 y una velocidad mínima de descenso de alrededor de 0,70

a 1 metro por segundo. También tienen una curva L/D muy pendiente, es decir, que son eficientes en una gama relativamente pequeña de velocidades.

Por último se tiene los planeadores alto veleros que ha comparación del primario y el intermedio, tiene una buena penetración pues las secciones de ala son elegidas muy cuidadosamente para proporcionar una curva L/D tan chata como sea posible, de tal manera que disponen de una gama de velocidades muy grande en las cuales el planeador tiene un buen ángulo de planeo. Los alto veleros cuentan con un performance que llegan a ángulos de planeo entre 1 en 30 hasta 1 en 60, combinadas con velocidades mínimas de descenso de alrededor de 0,60 metros por segundo hasta menos de 0,50 metros por segundo. Las cargas alares son más altas que las de los planeadores intermedios, y las velocidades de óptimo planeo son del orden de 80 a 100 kilómetros por hora contra 55 a 70 en los intermedios. Los planeadores de alta performance pueden tener, sin embargo, ángulos de planeo excelentes cuando se vuelan a velocidades elevadas<sup>1</sup>.

Algunos ejemplos de planeadores alto veleros se muestran en las figuras 4 y 5.

Figura 4. Planeador alto velero ASW 20



Fuente: Aeroespacial [en línea]. [Citada al 16-02-2008]. Disponible en Internet: <http://www.aeroespacio.com.ar/site/anteriores/520-528/528/planea.htm>

---

<sup>1</sup>ALLEN, Stafford. Teoría de Vuelo para Pilotos de Planeador [en línea]. [Citado el 16-02-2008]. Disponible en Internet: [http://es.geocities.com/los\\_caranchos/cap7.htm](http://es.geocities.com/los_caranchos/cap7.htm).

Figura 5. Planeador alto velero ASW 22 BLE



Fuente: Aeroespacial [en línea]. [Citada al 16-02-2008]. Disponible en Internet: <http://www.aeroespacio.com.ar/site/anteriores/520-528/528/planea.htm>

## 1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

Un planeador de ala rígida está dividido en dos partes principales, el ala que es el mecanismo de sustentación principal y el fuselaje que es esencial para la distribución del peso del piloto, los mecanismos de control, los sistemas de navegación y la ubicación del ala. Por lo tanto se busca diseñar un fuselaje lo bastante resistente, pero a la vez liviano para que no genere mucho drag y el vuelo sea lo más cómodo posible.

¿Cómo mediante el rediseño del fuselaje de la tesis “DISEÑO PRELIMINAR DE UN PLANEADOR DE ALA RIGIDA DE VUELO CONTROLADO”, se puede llegar a obtener un fuselaje óptimo, eficiente y con mejores características de rendimiento y peso para un planeador de ala rígida?

### 1.3 JUSTIFICACIÓN

“UNA PEQUEÑA IDEA SE CONVIERTE EN UN GRAN INVENTO”, de esta manera es como se construye todo; ideas que se plantean en un comienzo como un diseño, para luego ser perfeccionadas y así lograr la creación de grandes construcciones. Con el transcurrir del tiempo el diseño que para unos fue un sueño y un reto, se convierte en una gran necesidad para los demás.

El diseño y construcción de aeronaves en Colombia es un campo muy limitado y para dar inicio al desarrollo de una gran industria, se debe empezar por proyectos viables y que relativamente requieran bajos capitales de inversión. El fuselaje Caso 2000, es un proyecto que ofrece estas ventajas y además, es un producto que abre un nuevo campo, en el deporte aéreo colombiano, y a su vez, permite el desarrollo tecnológico y aeronáutico del país.

Aplicando el Fuselaje Caos 2000 al planeador Cónдор I obtenemos un proyecto que demuestra innovación con un alto nivel de investigación utilizando conceptos aerodinámicos, de estabilidad y control. Debido a esto, es un proyecto que deja oportunidades abiertas para continuar refinando su diseño y permitir su construcción. Por esta razón se desea llevar a cabo el diseño del fuselaje Caos 2000 teniendo en cuenta el proyecto de grado **“Diseño preliminar de un planeador de ala rígida con vuelo controlado, Cónдор I”**, asegurando un excelente rendimiento del planeador, para que sea considerado en la industria del deporte aéreo como un modelo de planeador nuevo y mejorado y por consiguiente, competitivo a nivel mundial.

## **1.4 OBJETIVOS**

### **1.4.1 Objetivo General**

- Rediseñar detalladamente la estructura fuselaje preliminar Cóndor I.

### **1.4.2 Objetivos Específicos**

- Investigar los de tipos de fuselajes para planeadores de ala rígida y clase de planeadores existentes.
- Reevaluar las características estructurales del diseño preliminar del planeador Cóndor I y diseñar el fuselaje CAOS 2000.
- Realizar la comparación entre el diseño preliminar cóndor I y el diseño CAOS 2000.
- Seleccionar los mecanismos de control y las uniones entre los tubos del fuselaje elegido, al igual que las uniones ala - fuselaje.
- Realizar los planos de diseño del fuselaje CAOS 2000.
- Analizar y Optimizar el diseño.
- Efectuar el estudio de costos para una posible construcción del fuselaje.
- Realizar el estudio de certificación para planeadores.

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

**1.5.1 Alcances** En el desarrollo de este trabajo ingenieril, se realiza el análisis y la verificación de datos del proyecto de grado “Diseño preliminar de un planeador de ala rígida con vuelo controlado, Cóndor I”, para efectuar el diseño estructural detallado del fuselaje Caos 2000.

**1.5.2 Limitaciones** En este proyecto sólo se realiza el diseño y no la construcción del fuselaje del planeador.

El proyecto está limitado al diseño estructural del fuselaje y de los mecanismos de control y no del diseño del ala ni de las superficies de control.

## 2. MARCO DE REFERENCIA

### 2.1 MARCO CONCEPTUAL

**Planeador de ala rígida:** “Es una máquina más pesada que el aire, de notable superficie alar, carente de motor y cuya fuerza de sustentación producida por la forma aerodinámica de las alas al moverse el planeador por el aire y su fuerza de traslación proviene únicamente de la resultante general aerodinámica”. Los planeadores son clasificados según sus características de construcción como: planeador primario, intermedio y de alto velero<sup>2</sup>.

**Clasificación de alas delta:** Tal y como lo define la Federación Aeronáutica Internacional (FAI) en su Código Deportivo, un ala delta es un planeador que puede ser transportado, despegado y aterrizado con la única ayuda de las piernas del piloto. Dentro de la categoría de alas delta, la FAI hace, entre otras, la siguiente distinción: Clase 1, Alas Delta con una estructura rígida primaria sobre las que el piloto ejerce control únicamente mediante el desplazamiento de su peso. Están permitidos controles secundarios de regulación y ajuste, siempre y cuando operen de forma simétrica sobre los dos planos y Clase 2, Alas Delta con una estructura rígida primaria que cuenten con superficies aerodinámicas móviles como medio esencial de control alrededor de cualquier eje.

Existen dos formas típicas de cumplir el objetivo de un planeador, la primera es que planee y la segunda es que se sostenga y vuele gracias a termales de aire (una columna de aire caliente que se eleva)<sup>3</sup>.

---

<sup>2</sup> WIKIPEDIA, La enciclopedia libre [en línea]. [Citado el 17-02-2008]. Disponible en Internet: <http://es.wikipedia.org/wiki/Planeador>

<sup>3</sup> Federación Aeronáutica Internacional [en línea]. [Citado el 17-02-2008]. Disponible en Internet: <http://www.fai.org/documents/sportingcode>

Un planeador puede realizar vuelos utilizando cuatro formas diferentes: "Vuelo térmico", "Vuelo en dinámica", "Vuelo orográfico" y "Vuelo en nubes".

**Vuelo térmico:** Las "térmicas" son corrientes tubulares de aire caliente ascendente. Pueden hacer subir al planeador varios metros por segundo.

El origen de estas corrientes de aire es el calentamiento que produce el sol sobre el terreno, éste a su vez calienta el aire, esta masa de aire obtiene una pequeña diferencia de temperatura con el ambiente que la rodea y de esta manera asciende, cuanto mayor es la diferencia de temperatura, tanto mayor será el poder ascendente de esta burbuja.

El suelo al ser heterogéneo se calienta de manera dispareja, por este motivo existen zonas ascendentes y descendentes, si no se tendría una gran zona de temperatura pareja no existirían estas corrientes de aire caliente o térmicas.

La dificultad que se le presenta al piloto es encontrar estas corrientes y encontrar buenas térmicas (una muy buena térmica sería, por ejemplo, una que eleve al planeador tres o cuatro metros por segundo).

Aunque los adelantos tecnológicos son numerosos, se utilizan GPS, navegadores satelitales y muchos otros instrumentos para mejorar el **performance** de los vuelos; encontrar térmicas sigue siendo una cuestión que pone en juego la experiencia, la intuición y los conocimientos en meteorología del piloto.

**Vuelo en dinámica:** Cuando una masa de aire en movimiento (o viento) encuentra un obstáculo significativo, como una sierra o montaña, y su ladera se encuentra aproximadamente perpendicular a la dirección del viento, esta

masa de aire sólo puede superar este obstáculo elevándose y pasando sobre él.

Luego, la masa de aire volverá a descender al nivel de la superficie. Esta situación tan natural genera condiciones favorables para que un planeador se mantenga en el aire e incluso gane altura volando en la zona del aire ascendente. El piloto de planeador puede aprovechar esta condición tanto para realizar prolongados vuelos como para recorrer grandes distancias si la cadena montañosa es extensa.

La condición de ascenso que se produce sobre la ladera de un cerro variará en su intensidad y alcance vertical de acuerdo a la velocidad del viento y a la altura del obstáculo. Como norma general se puede afirmar que la máxima altura que puede lograr un planeador aprovechando esta situación con una velocidad de viento de 50 Km/h es equivalente a tres veces la altura de la sierra en cuestión. Así es que este tipo de vuelo adquiere gran relevancia para los pilotos de planeador, puesto que estas condiciones, al no depender de la temperatura, se presentan durante todo el año. De modo que, con días absolutamente nublados, se pueden realizar prolongados vuelos.

**Vuelo orográfico:** Tomando como base la mecánica de cómo se producen las corrientes ascendentes en las cadenas serranas o montañas, lo que hace posible el vuelo con "ascenso dinámico" o vuelo de ladera, podemos decir que la masa de aire, luego de superar el obstáculo, desciende rápidamente y más aún si la ladera baja en forma abrupta. La masa de aire "rebota" contra la superficie y vuelve a elevarse, esta vez superando por varias veces la altura del obstáculo que le dio origen. Así se genera un movimiento ondulatorio similar al que se produce si, por ejemplo, ponemos una piedra en una corriente de agua: veremos cómo se generan estos movimientos de onda luego del obstáculo.

Así como en el agua, en el aire se repite la primera onda en forma sucesiva, variando el espacio entre una y otra (longitud de onda) de acuerdo a la intensidad del viento.

Estas condiciones, sumamente convenientes para el vuelo a vela, se producen en la cordillera de Los Andes.

**Vuelo en nubes:** Digamos que el vuelo en nubes es una continuación del vuelo en térmicas, porque para llegar a la base de las nubes que favorecen el vuelo en planeador nos hace falta ascender hasta ellas en una térmica, o en su defecto que el avión de remolque nos deje allí.

El tipo de nubes que sirven para volar en planeador son los cúmulus y sus desarrollos posteriores siendo la máxima expresión los cúmulonimbus.

Para realizar este tipo de vuelo hay que ser un piloto con un amplio conocimiento de meteorología, y un muy buen entrenamiento en este tipo de vuelos, tener un planeador apto y un instrumental adecuado, recordemos que el vuelo se realizará a ciegas, es decir sin tener contacto con el horizonte ni con el suelo. Este tipo de vuelos es sumamente peligroso si se realiza sin la preparación suficiente.

### **Alturas de vuelo**

**En térmicas:** En este tipo de vuelo la altura máxima está supeditada al lugar geográfico y a las condiciones meteorológicas del momento, si el día es apto para el vuelo a vela y no tiene nubes se dice que las térmicas son secas. La altura máxima a la que estas llegan se lo denomina plafond y es muy variable, puede oscilar entre 700-800 metros y 3.500-4.000 metros.

Si en el tope de las térmicas se encuentra una nube se dice que la térmica está coronada, aquí se termina el vuelo térmico y por lo tanto ésta es la altura

máxima, y como en el caso anterior es muy variable. Si uno se adentra en la nube ya está realizando un vuelo en nubes y la altura máxima que se puede alcanzar es el tope de la nube, es decir el punto más alto que esta tenga.

**En dinámica:** En este caso depende de la altura del cerro o montaña en el que estemos volando, la altura máxima que se puede lograr es de alrededor de dos a tres veces la altura del obstáculo.

**Orográfico:** A este tipo de vuelo se lo denomina "en ondas", hoy por hoy no está determinado finalmente cual es la altura máxima en la que uno pueda llegar a volar, depende de las condiciones meteorológicas, la altura de la cadena montañosa, la intensidad del viento, etc<sup>4</sup>.

## 2.2 MARCO LEGAL

La intención del estudio de certificación, es determinar las semejanzas y diferencias existentes, entre las regulaciones más relevantes y detalladas de los países latinoamericanos, al igual que las normas estadounidenses y europeas, para de esta manera poderlas aplicar al ser establecidas las especificaciones de diseño del fuselaje CAOS 2000, perteneciente al planeador CONDOR I, lo cual facilitaría su posible construcción y funcionamiento en países donde se practica el vuelo libre, tales como: Colombia, Venezuela, Paraguay, Perú, Panamá, Estados Unidos y el continente europeo en general, que es en donde más se practica este deporte.

No se va a especificar lo que dicen todas las normas de los países a ser estudiados, ya que la información obtenida de las regulaciones mencionadas, pueden ser encontradas fácilmente en las normas de cada país. A continuación se

---

<sup>4</sup> PERIS, Raúl Alberto. Club de Planeadores Junín [Correo Electrónico]

nombra la reglamentación de cada país, para que se tenga conocimiento de las mismas:

→ Colombia: El diseño detallado del fuselaje CAOS 2000 de la aeronave Cándor I, objeto del presente proyecto de grado, está sujeto a diversas regulaciones dentro de la República de Colombia, como se encuentra estipulada en los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC), parte IV, capítulo IV, sección 4.4.1.12.2, que trata sobre aeronaves experimentales con objetos de investigación y/o desempeño deportivo, estableciendo las configuraciones y requisitos mínimos de funcionamiento que debe tener una aeronave enmarcada en dicha categoría, con sus respectivas limitaciones y alcances. Se tiene en cuenta también la parte IV, capítulo X, sección 3 “OPERACIÓN DE AERONAVES ULTRALIVIANAS Y GLOBOS”, y adicionalmente, al existir la posibilidad de construir dicha aeronave en el futuro, se estudian las normas de la parte IV, capítulo XXVI, que trata sobre “OPERACIÓN DE AERONAVES EXPERIMENTALES CONSTRUIDAS POR AFICIONADOS” todas estas con fecha de actualización del 22 de Febrero del 2008”.

El (RAC) contaba con una regulación más concerniente a los reglamentos de este tipo de aeronaves en la parte V, capítulo 5 “REGLAMENTO DEL AIRE”, que fue derogado según resolución No 02618 de julio de 1999.

→ Venezuela: Cuenta con la Regulación Aeronáutica Venezolana (RAV 103) donde explica los parámetros para poder certificar un planeador o ultraliviano.

→ Paraguay: Durante el estudio se encuentra, que para la República de Paraguay la Dirección Nacional de Aeronáutica Civil se rige por la (DINAC R22) que habla sobre planeadores y motoplaneadores.

→ Perú: En este caso se especifican algunas normas para la certificación de aeronaves de este tipo en el Reglamento Aeronáutico Del Perú (RAP).

→ Panamá: Este es uno de los países que tiene muy poca normatividad respecto a planeadores las cuales se encuentran en el Reglamento Aeronáutico Civil de Panamá (RACP), libro XII “Vehículos Ultralivianos”.

Debido a que el diseño de planeadores no esta enmarcado dentro de la aviación civil convencional, no se hallan limitaciones rigurosas sobre el mismo, aunque por esta misma falta de regulación, se establecen algunos parámetros de diseño basados en las Regulaciones Federales de Aviación (FAR), de los Estados Unidos de América estipuladas en la parte 23 (FAR 23), que se titula “Estándares de aeronavegabilidad para aeronaves de categoría: normal, utilitaria, acrobática, y commuter”.

→ Europa: Es uno de los continentes que más diseña, construye y vuela planeadores, por este motivo su regulación es muy clara con relación al diseño y manejo de planeadores, dichas normas se encuentran en la (JAR-22) “Planeadores y planeadores propulsados”. Regulación base para el estudio de certificación.

Es de gran relevancia saber que la Federación Aeronáutica Internacional (FAI), enmarca todos los planeadores, cometas delta y parapentes dentro de categorías especificadas dentro de la aviación deportiva (Código Deportivo de la FAI), pero no establece ninguna restricción para el diseño de la aeronave de interés. Acogiéndose a esto, el diseño del planeador está establecido de dos formas:

- Clase 2: Cometas delta que tienen una estructura primaria rígida, con superficies aerodinámicas móviles, con métodos de control primarios y las

cuales son capaces de demostrar seguridad inherente en despegue y aterrizaje en condiciones de poco viento.

- Un micro sustentador: Es una aeronave impulsada por la fuerza del piloto, en donde el tren de aterrizaje consta básicamente de las piernas del tripulante y debe demostrarse que es capaz de impulsarlo desde el nivel del suelo en condiciones de poco viento. (RAF1– Aeronave Micro sustentadora / Controles Aerodinámicos Movibles / Impulsado por el piloto / Volado solo)<sup>5</sup>.

Teniendo el conocimiento de las regulaciones anteriormente mencionadas, se procede a la explicación de las especificaciones relacionadas con los planeadores o **sailplane**, no propulsadas que se toman en cuenta durante el desarrollo de este proyecto:

1. El planeador debe tener un peso máximo de 150 Kg y en vacío de 70 Kg, este es el parámetro principal para el diseño y construcción de un planeador, ya que es el parámetro común en todos los países investigados. El fuselaje CAOS 2000 tiene un peso de 30 kg (incluido el paracaídas y la silla del piloto y los instrumentos GPS), teniendo un ala de máximo 40 kg podemos cumplir con esta normatividad.
2. No debe sobre pasar un máximo de dos pasajeros. El diseño del fuselaje para el presente planeador es de tipo monoplaza, de manera que cumple a cabalidad este ítem.

---

<sup>5</sup> Federación Aeronáutica Internacional [en línea]. [Citado el 24-02-2008]. Disponible en Internet: <http://www.fai.org/documents/sportingcode>

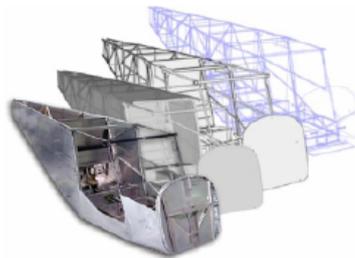
## 2.3 MARCO TEÓRICO

**2.3.1 Tipos de Fuselajes** En la actualidad se emplean básicamente dos tipos de construcción para fuselajes. La selección del tipo más adecuado se basa en los requerimientos de diseño establecidos:

### **Fuselaje reticular (cercha):**

- Se utiliza principalmente en aviones livianos.
- El fuselaje está formado exclusivamente por elementos lineales (barras, perfiles, tubos).
- Dependiendo de las cargas a transmitir, los elementos pueden ser de madera, aluminio o acero y están unidos rígidamente entre sí mediante adhesivos, pernos o soldadura. Para el caso del fuselaje CAOS 2000, la estructura esta hecha en tubos de aluminio 6061-T6, sin piel y las uniones consisten en tornillos prisioneros, ya que el fuselaje es desarmable.
- El recubrimiento o piel no aporta resistencia o rigidez a la estructura. Sirve para dar forma aerodinámica y soportar cargas superficiales distribuidas. La piel puede ser de tela, madera, lámina de aluminio o materiales compuestos, un ejemplo de este tipo de fuselaje se muestra en la figura 6.

Figura 6. Fuselaje tipo reticular

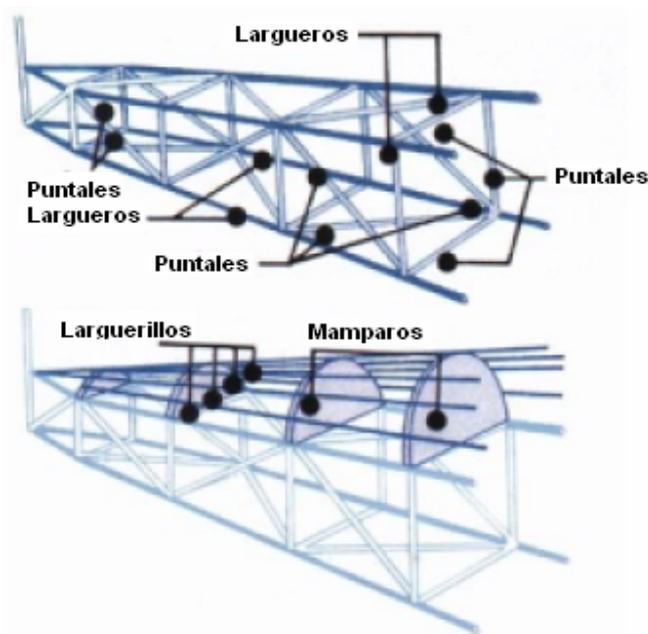


Fuente: VÁSQUEZ, Juan Miguel. Introducción al diseño estructural aeronáutico [base de datos en línea (PDF)], [Citada el 25-02-2008]

Las partes principales de un fuselaje consisten en:

- Largueros: Elementos principales que transmiten cargas en el sentido longitudinal del fuselaje.
- Puntales: Constituyen marcos o cuadernas. Rectangulares o circulares que dan la forma transversal al fuselaje.
- Larguerillos: Se tienden entre marcos para dar forma y soportar la piel.
- Mamparos: Estructuras planas en forma de disco usadas para aislar estaciones entre sí. Todas estas partes se muestran en detalle en la figura 7.

Figura 7. Partes principales del fuselaje



Fuente: VÁSQUEZ, Juan Miguel. Introducción al diseño estructural aeronáutico [base de datos en línea (PDF)], [Citada el 25-02-2008]

Ventajas:

- Estructura ligera.
- Costos reducidos.
- Procesos de manufactura más sencillos.

Desventajas:

- La piel no aporta rigidez.
- El acabado superficial no es mejor, lo que genera arrastre.

### **Fuselaje monocasco:**

“Se trata de un tubo en cuyo interior se sitúan, a intervalos, una serie de armaduras verticales (cuadernas) las cuales tienen la función de dar forma y rigidez al tubo”.

“Esta construcción proporciona un interior diáfano protegido, donde el revestimiento exterior forma parte integral de la estructura del fuselaje (al contrario del fuselaje reticular), debido a que está unido de forma rígida a las cuadernas, lo cual significa que el revestimiento soporta y transmite los esfuerzos a los que está sometido el fuselaje del avión”, como se aprecia en la figura 8.

Figura 8. Fuselaje monocasco



Fuente: VÁSQUEZ, Juan Miguel. Introducción al diseño estructural aeronáutico [base de datos en línea (PDF)], [Citada el 25-02-2008]

“El problema de esta construcción es que la chapa metálica de recubrimiento debe de tener un grosor importante”.

Ventajas:

- Bajo costo.
- Formas aerodinámicas más fluidas.
- Poca cantidad de miembros estructurales internos.

Desventajas:

- El mayor espesor de la piel aumenta el peso.
- Baja tolerancia a daños (golpes, grietas).
- El casco debe repararse en forma integral.

### **Fuselaje semi – monocasco:**

Esta es la construcción estándar en la actualidad. Ha resuelto el problema del grueso espesor de chapa del revestimiento que se da en la estructura monocasco. El fuselaje es de chapa metálica más delgada por la introducción de piezas de refuerzo intermedias (largueros, larguerillos y cuadernas).

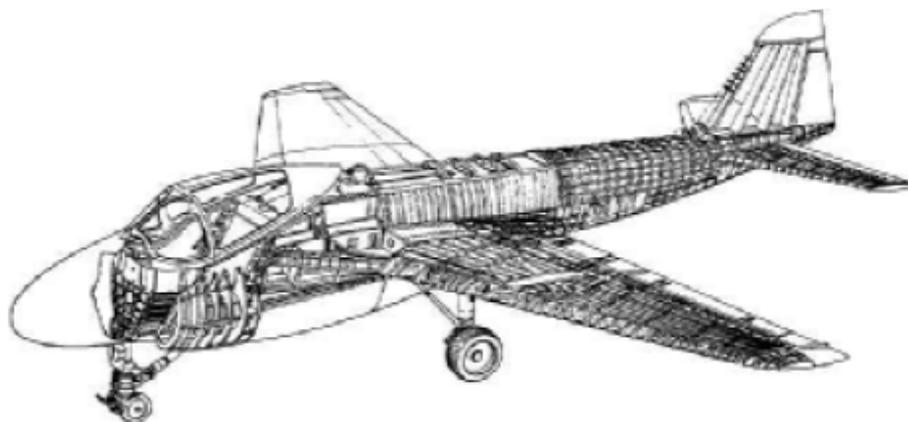
Los largueros se sitúan uniendo las cuadernas a lo largo del eje longitudinal del fuselaje (su presencia permite el adelgazamiento de la chapa metálica de revestimiento, aligerando así el peso del conjunto).

Los larguerillos cumplen una función secundaria de refuerzo, pero son los que dan forma al fuselaje y constituyen los puntos principales de unión de la chapa de revestimiento metálico.

Todo el armazón de cuadernas, largueros, larguerillos y revestimiento se une para formar una estructura completa y rígida, figura 9.

Como elementos de unión mecánicos se utilizan pernos, tornillos y remaches, además de adhesivos en las estructuras encoladas.

Figura 9. Fuselaje semi - monocasco



Fuente: VÁSQUEZ, Juan Miguel. Introducción al diseño estructural aeronáutico [base de datos en línea (PDF)], [Citada el 25-02-2008]

Ventajas:

- Piel de menor espesor, reduce el peso.
- Soporta más carga que el monocasco.
- Mejor tolerancia a daños.

Desventajas:

- Mayor costo de producción.
- Mayor complejidad del diseño<sup>6</sup>.

---

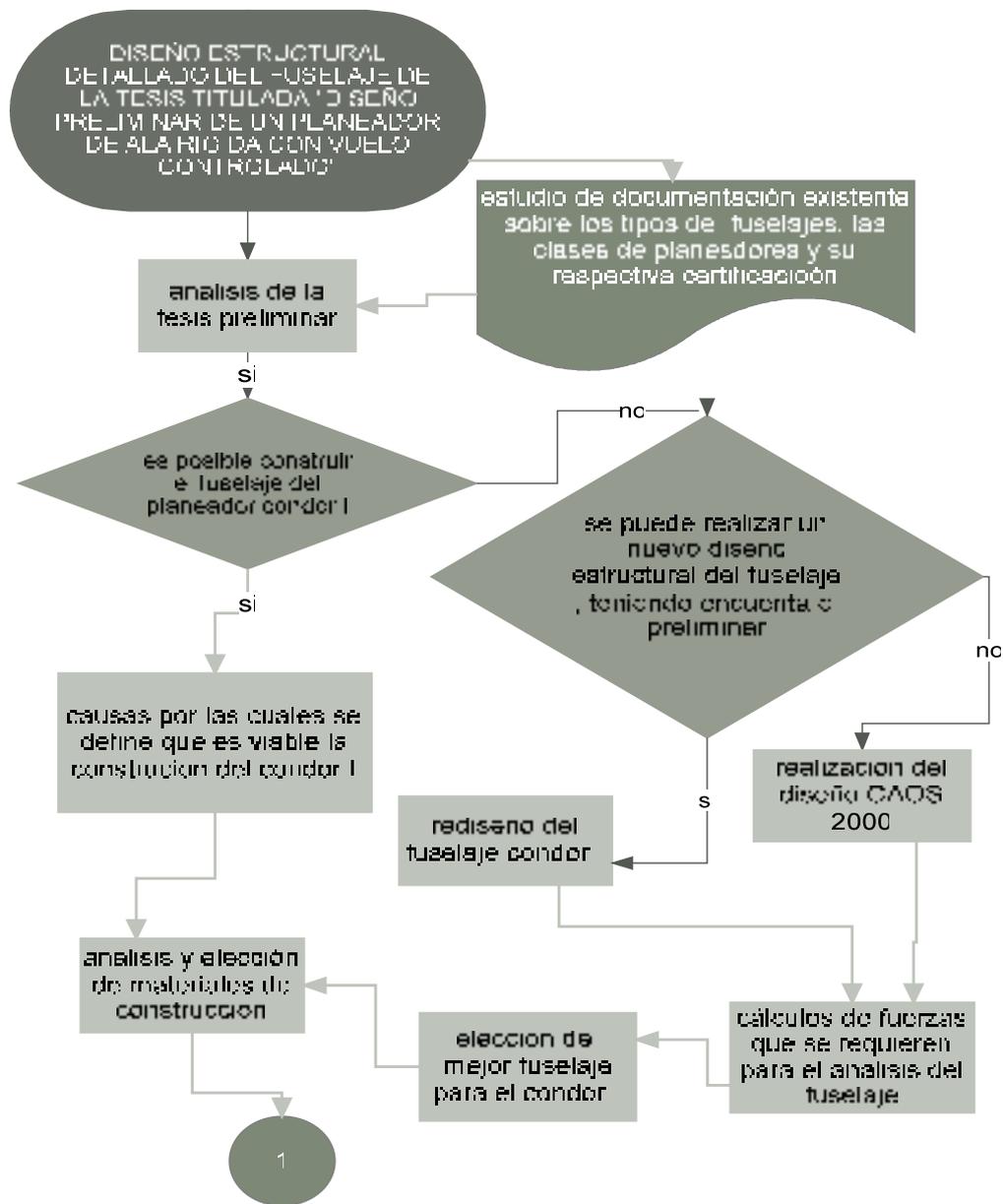
<sup>6</sup> NIU, Michael. Airframe structural design: practical design information and data on aircraft structures. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press Ltd., 1995. p. 376-417;  
VÁSQUEZ, Juan Miguel. Introducción al diseño estructural aeronáutico [base de datos en línea (PDF)], [Citada el 25-02-2008]

### **3. METODOLOGÍA**

En este proyecto de grado se retoman y validan los parámetros ya encontrados en el diseño preliminar del planeador Cónдор I, se procede a investigar los tipos de fuselajes y la clasificación de los planeadores, según sus características más relevantes, posteriormente se utilizan todos los conocimientos necesarios, para llevar a cabo el diseño detallado del fuselaje, ahora llamado “CAOS 2000”, y el respectivo estudio de certificación para un planeador.

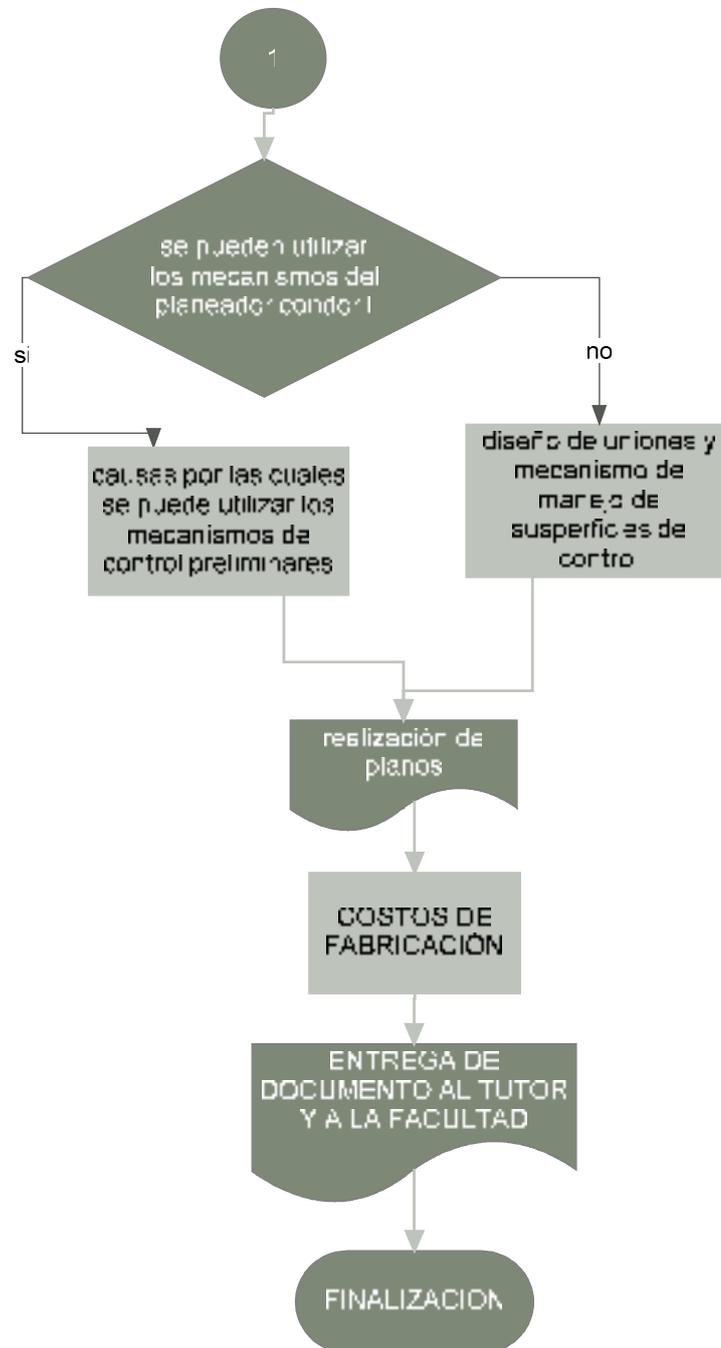
La técnica que se maneja para lograr el buen desarrollo del trabajo de investigación, en aras del progreso de la Industria Aeronáutica, en el campo operacional de la aviación deportiva y experimental, es la utilización de un diagrama de flujo mostrado en las figuras 10 y 11, que comprende las actividades requeridas para cumplir con los objetivos propuestos.

Figura 10. Diagrama de Flujo del proyecto parte 1



Fuente: Elaborado en SmartDrawn Drawing

Figura 11. Diagrama de Flujo del proyecto parte 2.



Fuente: Elaborado en SmartDrawn Drawing

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

El enfoque que tiene el presente proyecto de grado es de carácter empírico – analítico, ya que se pone en práctica todo lo aprendido hasta el momento en cuanto a principios y teorías y adicionalmente se realizan procedimientos experimentales, para la verificación y optimización del diseño planteado.

### **3.2 LÍNEA DE INVESTIGACIÓN**

La línea de Investigación que cubre este proyecto es: Tecnologías Actuales y Sociedad.

La sublínea de Investigación de la Facultad es: Instrumentación y Control de Procesos.

El campo de investigación propuesto por el Nodo de Ingeniería Aeronáutica es: Diseño y Construcción de Aeronaves.

### **3.3 HIPÓTESIS**

Todos los planeadores de ala rígida y aeronaves en general empezaron con una idea, un diseño y llegaron posteriormente a la construcción, por eso, por medio del diseño estructural detallado del fuselaje CAOS 2000 y diseño preliminar del planeador CONDOR I, se comprueba que es posible llegar a diseñar un planeador seguro y eficiente, que cumpla con las necesidades de rendimiento, economía y fácil ensamble del mercado actual relativo a planeadores.

## **3.4 VARIABLES**

### **3.4.1 Variable independiente**

- Análisis del proyecto “Diseño preliminar de un planeador de ala rígida de vuelo controlado”.
- Verificación de los cálculos de un planeador de ala rígida del proyecto “Diseño preliminar de un planeador de ala rígida de vuelo controlado”.

### **3.4.2 Variable dependiente**

- Diseño estructural del fuselaje del proyecto “Diseño preliminar de un planeador de ala rígida de vuelo controlado”.
- Elección de los materiales apropiados para la posterior construcción del Fuselaje.

#### 4. PRESENTACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS

Después de un estudio cuidadoso sobre la estructura del fuselaje planteada en el proyecto de grado titulado diseño preliminar de un planeador de ala rígida con vuelo controlado y de estudios realizados sobre tipos de fuselajes, se llega a obtener que el planeador Condor I cuenta con un fuselaje que soporta las cargas aplicadas en vuelo por acciones del ala, del piloto y de los pesos adicionales.

El análisis preliminar del diseño del fuselaje se realizó teniendo en cuenta los parámetros del ala establecidos desde un inicio, como lo son: la envergadura, cuerda de raíz y punta, peso del planeador y sobre todo el diagrama V-N.

En la parte del diagrama V-N se requirió recalcular la carga producida por acciones de empotramiento al fuselaje teniendo en cuenta el factor de carga a velocidad de maniobra que se ve en la tabla 6.

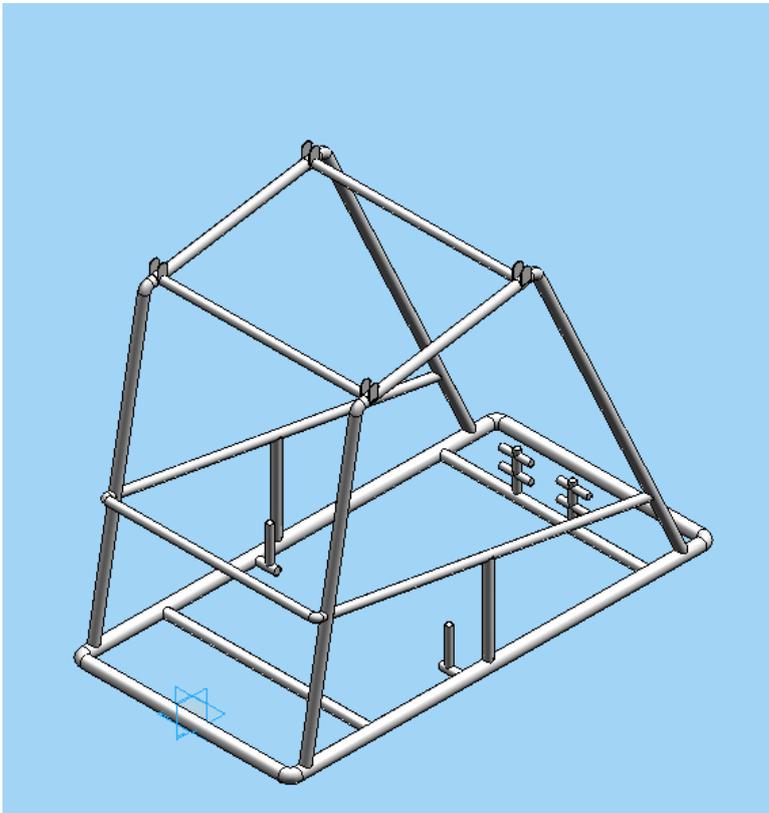
Se realizó el análisis en el programa ansys 10.0 donde se calcularon los esfuerzos necesarios para iniciar con el trabajo de diseño y se optimizó el fuselaje Caos 2000 obteniendo al final la tabla 1.

Tabla 1. Dimensiones finales del fuselaje CAOS 2000

FUSELAJE CAOS 2000						
UNIDADES	LONGITUD	LARGO	ANCHO	DIAMETRO MINIMO	DIAMETRO MAXIMO	ESPESOR TUBO
Metros	1,54	1,18	0,72	0.25	0.32	0.02
MATERIAL	FACTOR DE CARGA	FACTOR DE SEGURIDAD	PESO PILOTO	PESO ADICIONAL	PESO EN VACIO	
ALUMINIO 6061-T6	4,4g	1,5	85 Kg	15 Kg	15 Kg	

Este proyecto finaliza cumpliendo con los objetivos de diseño, obteniendo un fuselaje óptimo para su construcción, con características de bajo peso y buen rendimiento. Estableciendo el máximo peso del piloto y el máximo peso adicional. (Ver tabla 1).

Figura 12. Fuselaje CAOS 2000



Fuente: Obtenido por medio de Solid Edge V19

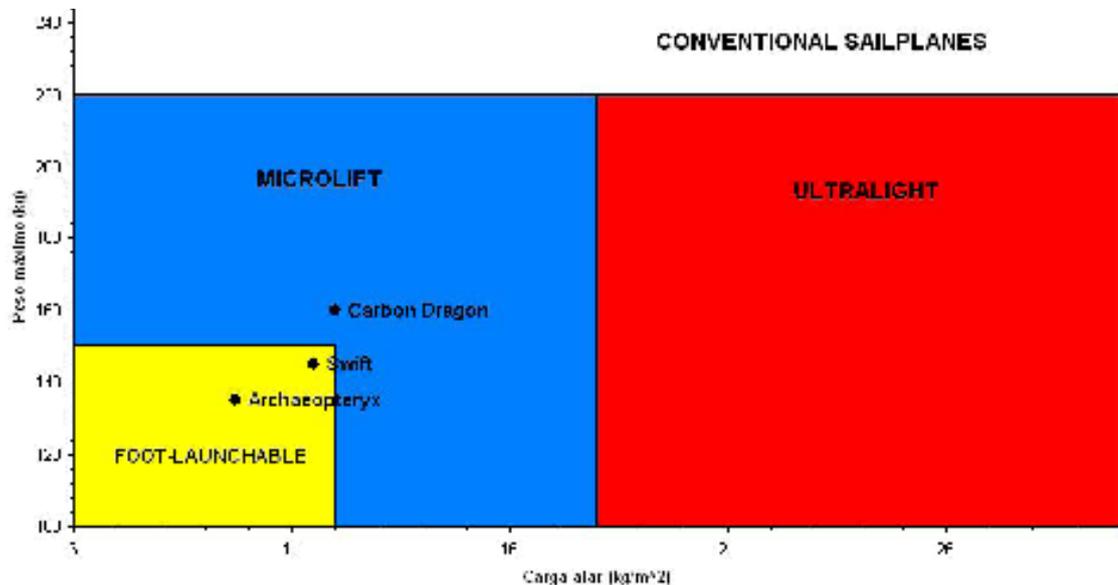
## 5. DESARROLLO INGENIERIL

### 5.1 PARAMETROS INICIALES

Como se pretende obtener un fuselaje ligero, aerodinámico y cómodo, se requiere estudiar y reevaluar el diseño preliminar efectuado en el proyecto de grado “diseño preliminar de un planeador de ala rígida de vuelo controlado”, con el fin de verificar la viabilidad que tiene dicho planeador para ser construido.

En primera instancia se tiene en cuenta que los planeadores y el fuselaje Caos 2000, se diseñan con un peso máximo de 150 kg, valor que se encuentra sustentado en la figura 13, establecida por la Federación Aeronáutica Internacional (FAI).

Figura 13. Clasificación de planeadores según la FAI



Fuente: Tesis, “Diseño preliminar de un planeador de ala rígida de vuelo controlado”. p75

Según la FAI, los planeadores de ala rígida se encuentran en el grupo denominado "FOOT LAUNCHABLE", los cual indica que no deben exceder una carga alar máxima de  $12 \text{ kg/m}^2$ , para un peso máximo de 150 kg.

Para determinar la distribución de pesos del planeador CONDOR I, y lograr que se cumpliera con el peso estimado máximo, se escogió un peso máximo para el piloto de 90 kg y los 60 kg restantes se dividió en el ala y el fuselaje, dependiendo las características aerodinámicas a las que es sometida el ala y adicionalmente a los esfuerzos que son soportados por la estructura del fuselaje.

La distribución del peso ala-fuselaje es estimada y no se puede definir en principio cual es el peso de cada uno, por esta razón se verifican las dimensiones del fuselaje preliminar y se realiza el diseño para saber cuanto pesa el fuselaje ahora propuesto y estimar un peso máximo para el ala.

### 5.1.1 Dimensionamiento del fuselaje CONDOR I

Las dimensiones escogidas para el diseño del fuselaje del planeador CONDOR I, por los autores del mismo fueron las siguientes:

Tabla 2. Dimensiones del fuselaje CONDOR I

<b>FUSELAJE</b>	
Longitud	1.50 m
Ancho	0.60 m
Alto	0.80 m

Fuente: Tesis, "Diseño preliminar de un planeador de ala rígida de vuelo controlado". p68

Los datos obtenidos para el dimensionamiento del fuselaje preliminar, son datos que no se encuentran sustentados en el documento analizado y debido a que no hay una manera establecida que permita determinar la elección de estas dimensiones sino que es algo más que todo empírico, entonces se decide realizar el diseño en el programa de elementos finitos ANSYS 10.0 y aplicar la carga en el empotramiento ala - fuselaje, para saber como se comporta el fuselaje.

## **5.2 MATERIALES DE DISEÑO**

Para realizar el diseño del fuselaje, es indispensable hacer una buena elección de los materiales a ser utilizados y consecuentemente las propiedades de los mismos.

Para el diseño del planeador está establecido que la construcción sea en materiales compuestos, con respecto a la construcción del fuselaje no se especifican los materiales a ser utilizados, por esta razón es muy difícil realizar los análisis correspondientes para la verificación del rendimiento del planeador preliminar y se decide hacer el estudio de tres materiales de suma importancia en la industria de las aviación que son:

4. Fibra de carbono: Material compuesto polimérico altamente resistente, conformado por miles de filamentos de grafito unidos y tejidos.
5. Fibra de vidrio/poliéster: Es un material fibroso obtenido al hacer fluir vidrio fundido a través de una pieza de agujeros muy finos (espinerette) y al solidificarse tiene suficiente flexibilidad para ser usado como fibra.
6. Aluminio: Este metal posee una combinación de propiedades que lo hacen muy útil en ingeniería mecánica y aeronáutica, tales como su baja

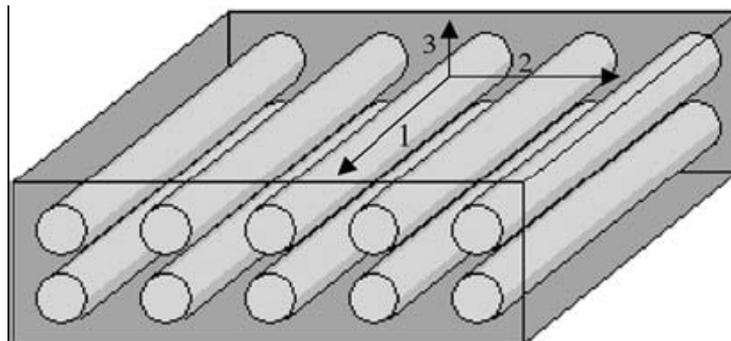
densidad ( $2.700 \text{ kg/m}^3$ ) y su alta resistencia a la corrosión. Mediante aleaciones adecuadas se puede aumentar sensiblemente y su resistencia mecánica (hasta los 690 MPa). Es buen conductor de la electricidad, se mecaniza con facilidad y es relativamente barato. Por todo ello es el metal que más se utiliza después del acero<sup>7</sup>.

### 5.2.1 Propiedades de los materiales

- **Compuestos**

Teniendo en cuenta que los materiales compuestos reaccionan de una forma diferente dependiendo del sentido de la carga y que se trata de tubos como se observa en la figura 14, se realiza la comparación de las propiedades de las fibras de carbono y de vidrio por medio de la tabla 3. Se puede profundizar acerca de más tipos de fibras de vidrio, pero sería muy dispendioso debido a la variedad de este tipo de fibras que se encuentran en el mercado, (Anexo A).

Figura 14. Direccionamiento de las cargas sobre un tubo



Fuente: <http://dialnet.unirioja.es/servlet/articulo?codigo=2206552> [citado el 28-08-2007]

---

<sup>7</sup> WIKIPEDIA, La enciclopedia libre [en línea]. [Citado el 17-02-2008]. Disponible en Internet: <http://es.wikipedia.org/wiki/Portada>

Las propiedades de los compuestos son muy favorables, ya que poseen muy buena resistencia y dureza, además tienen muy bajo peso y un alto modulo de elasticidad.

Tabla 3. Propiedades de la fibra de vidrio y fibra de carbono

Propiedades	Carbono/ epoxi	Vidrio AR/ poliéster
(f1)	1.863	1.050
(f2)	33	31
(E1)	122	34
(E2)	9,1	2,9
(v12)	0,32	0,32
(v 21)	0,02	0,02
(G12)	4	3,8
(G13)	4	3,8
(f12)	60	3,8
a1	$3 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$	$15 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$
a3= a2	$28 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$	$28 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$

Fuente: Elaborado en este trabajo

Donde:

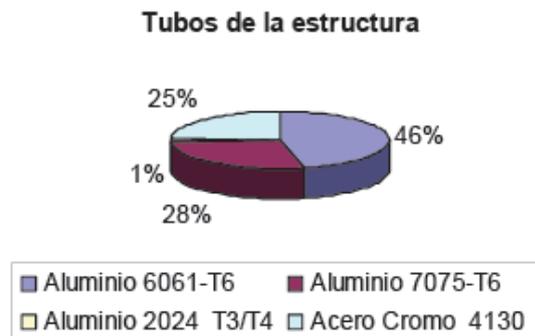
- (f1) = Resistencia longitudinal en dirección 1 (MPa)
- (f2) = Resistencia longitudinal en dirección 2 (MPa)
- (E1) = Módulo de elasticidad longitudinal en dirección 1 (GPa)
- (E2) = Módulo de elasticidad longitudinal en dirección 2 (GPa)
- (v12) = Coeficiente de Poisson
- (v 21) = Coeficiente de Poisson 0,02
- (G12) = Módulo de elasticidad transversal en dirección 1-2 (GPa)

- $(G_{13}) =$  Módulo de elasticidad transversal en dirección 1-3 (GPa)
- $(f_{12}) =$  Resistencia transversal en dirección 1-2 (MPa)
- $a_{11} =$  Coeficiente de dilatación térmica en dirección 1
- $a_2 =$  Coeficiente de dilatación térmica en dirección 2
- $a_3 =$  Coeficiente de dilatación térmica en dirección 3

- **Aluminio**

El aluminio es uno de los materiales más usados en aviación para la construcción de estructuras tubulares, por esta razón se estudian también las propiedades, ventajas y desventajas que proporcionan; el aluminio 6061-T6 y el aluminio 7075-T6. Son altamente utilizados en la fabricación de estructuras tubulares, como se puede ver en la figura 15. En cuanto al aluminio 2024-T3/T4 es muy poca su utilidad, porque es un material que no permite ser fácilmente soldable debido a sus propiedades (Anexo B y Anexo C).

Figura 15. Materiales utilizados para estructuras tubulares



Fuente: COTÉS G. Asur; SAUCE R. Víctor; VÁZQUEZ Julieta. Análisis estructural de un ala delta para aeronave ultraligera utilizando ansys [base de datos en línea (PDF)], [Citada el 28-02-2008]

La comparación de los aluminios más opcionados para la selección del material definitivo se muestra en la tabla 4.

Tabla 4. Comparación de propiedades de los aluminios 6061-T6 y 7075-T6

Propiedades		Aluminio 6061-T6	Aluminio 7075 -T6
(v)		0,33	0,33
(E)		68.9	72
Lím. elástico		276	503
Tens. Rotura		310	572
C.T		167	130
Densidad		2,70	2,81
C		896	920
Res. Cizalla		--	330

Donde:

- (v) = Coeficiente de Poisson
- (E) = Módulo de elasticidad longitudinal (Gpa)
- Lím. Elástico = Límite elástico (MPa)
- Tens. Rotura = Tensión de rotura (MPa)
- C.T= Conductividad Térmica (W/m-K)
- C = calor específico (J/Kg-c)
- Res. Cizalla. = resistencia de la cizalladura (N/mm<sup>2</sup>)

**5.2.2 Elección del material para el diseño del fuselaje CAOS 2000:** Si se desea realizar el diseño por medio de materiales compuestos, se obtiene que las fibras de carbono poseen un mayor modulo de elasticidad longitudinal y mayor resistencia, aunque los dos materiales disminuyen el peso del planeador el costo de los compuestos es muy elevado, comparado que el costo del aluminio y sus

propiedades cumplen de manera satisfactoria con las características necesarias para la construcción del fuselaje.

Aunque en la actualidad el mejoramiento de las aeronaves con respecto a peso y rendimiento, se debe en gran parte a las excelentes características de los materiales compuestos, hay que tener en cuenta que el diseño que se realiza es para que los deportistas practicantes del vuelo libre, estén más cómodos durante su recorrido y puedan disfrutar del vuelo por más tiempo. Cabe resaltar que esta no es una aeronave que al deportista le brinde beneficios lucrativos sino simplemente un placer personal, por este motivo la idea es disminuir el costo del planeador a través del diseño de un fuselaje sencillo, fácilmente desarmable al que sea más viable acceder en cuanto a compra y uso del mismo.

Lo complejo de la elección del material, es saber escoger que tipo de aluminio proporciona un mayor factor de seguridad y mejor rendimiento del fuselaje, para poder determinar este material, se realiza el cálculo de fuerzas que actúan en el empotramiento existente en la unión ala – fuselaje, para hallar la fuerza principal. Esta fuerza al ser aplicada al fuselaje, proporciona los datos suficientes para poder compararlos con el esfuerzo de fluencia y así determinar que material no sobrepasa este esfuerzo, brindando un menor peso total del planeador.

La razón principal por la cual se escoge el aluminio 6061 -T6, es porque es un material muy resistente a esfuerzos, liviano y económico a comparación de los materiales compuestos, que tienen una significativa diferencia en cuanto a costos. Otra razón muy importante es que al ser el aluminio el material más usado para la construcción de ultralivianos, se tiene más experiencia en lo que respecta al mecanizado, elaboración y acabado de las piezas, lo cual proporciona una mayor confiabilidad al realizar el análisis de la estructura tubular, con las cargas máximas que va a soportar el fuselaje CAOS 2000, obtenemos resultados muy favorables para la construcción del planeador.

Existen técnicas de mantenimiento y manuales detallados, a los cuales se puede acudir cuando se trata de piezas, partes o componentes de aviación elaborados en aluminio, pero no hay mucho contenido con respecto al mantenimiento de las partes constituidas por materiales compuestos, ya sea por inexperiencia o inexactitud de las prácticas preventivas o correctivas que deben ser realizadas.

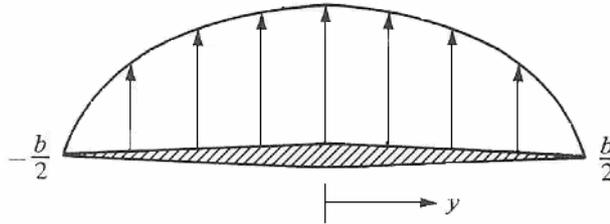
Adicionalmente, si se llegase a dañar una de las partes que conforman la estructura del fuselaje, al poderse desensamblar hace que se puedan reparar las piezas por separado y no cambiar toda la estructura como pasaría si fuera construida en materiales compuestos, ya que en caso tal de daño se debe modificar todo el conjunto.

El aluminio 6061-T6, es seleccionado debido a sus propiedades de soldabilidad, resistencia a la corrosión y su límite de elasticidad es de 276 Mpa, lo cual permite que la estructura soporte esfuerzos mayores y sea más factible la optimización del diámetro final del fuselaje tubular, comparado con el aluminio 7075-T6 que tiene un límite de elasticidad de 502 Mpa, pero no es fácil para soldar y es más bajo en resistencia a la corrosión, como se muestra en la tabla 4 (ver anexo C).

### **5.3 DISTRIBUCIÓN DE LA CARGA ALAR**

Para encontrar la fuerza en el empotramiento ala-fuselaje, se realiza la distribución de la carga alar, que se presenta sobre el ala delta del planeador preliminar. Esta fuerza no se encuentra especificada en la tesis preliminar y por esta razón se asume que al ser un ala delta, su distribución es totalmente elíptica, como se muestra en la figura 16, con el fin de poder hallar la fuerza requerida.

Figura 16. Distribución del lift a lo largo de la envergadura de un ala



Fuente: Libro, Fundamental of Aerodynamics. p360, Figura 5.9

La ecuación de la fuerza distribuida esta dada por:

$$\Gamma(x) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \frac{4x^2}{b^2}} \quad \text{(Ecuación 1)}$$

Con la cual hallaremos la carga que soporta en la unión ala-fuselaje y que se encuentra mas adelante.

**5.3.1 Ala preliminar del planeador:** Se hace uso de los parámetros establecidos en la tesis preliminar estudiada cuyas características principales se presentan a través de la tabla 5, con el fin de plantear el ala preliminar para realizar los cálculos correspondientes. El ala se realiza utilizando el perfil aerodinámico eppler 636. El perfil eppler 636 por sus características de perfil reflexivo genera un coeficiente de momento positivo necesario para este tipo de planeadores.

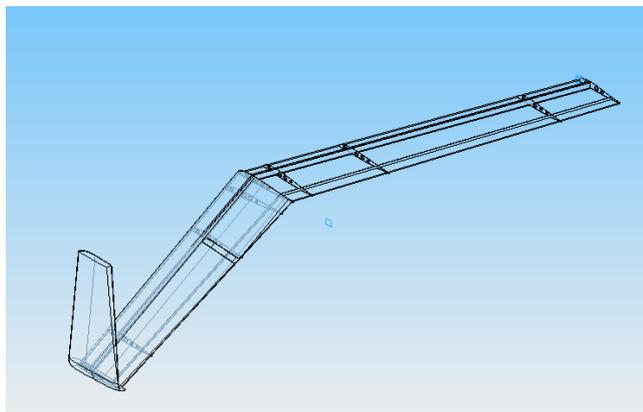
Tabla 5. Dimensiones del alar del planeador CONDOR I

ALA	
Envergadura	11.4 m
Área	12.5 m <sup>2</sup>
Relación de aspecto	10.4
Relación de estrechamiento	0.77
Cuerda de la raíz	1.24 m
Cuerda de la punta	0.95 m
Ángulo de flecha	+20°
Ángulo de diedro	-2°
Torsión	-8,01°

Fuente: Tesis, “Diseño preliminar de un planeador de ala rígida de vuelo controlado”. p68

Conociendo la envergadura del ala, la cuerda de raíz y la cuerda de la punta, se procede a realizar un diseño preliminar del ala, en el programa de diseño SOLID EDGE V19, para visualizarla y hacerse una idea de cómo puede llegar a ser su empotramiento al fuselaje. El ala esta diseñada con los parámetros preliminares, ya que se pretende buscar es la fuerza soportada por el fuselaje y no el diseño detallado del ala.

Figura 17. Diseño del ala del planeador



Fuente: Obtenido por medio de Solid Edge V19

En la figura 17, se puede observar un boceto del ala preliminar, en la cual se diseñan dos vigas, una al 25% de la punta delantera y la otra al 75% de esta misma, teniendo como viga principal la ubicada a 25% de la cuerda. Se puede apreciar también, la ubicación de uno de los **winglets** donde estará ubicado el timón de dirección y de la piel del ala. Se estimaron además 2 costillas a 36,5cm de la raíz, para ayudar a soportar la unión ala fuselaje, desde estos dos puntos.

Posteriormente, se realiza el cálculo de las fuerzas que soporta el fuselaje con relación al ala diseñada preliminarmente, siendo esta un ala delta como se ve en la figura 17. Para llevar a cabo los cálculos necesarios de resistencia y selección del material apropiado para el diseño del fuselaje CAOS 2000, se inicia determinando la fuerza que actúa en la unión ala-fuselaje, luego dicha fuerza es multiplicada por el factor de carga, que se encuentra en el diagrama V-n de la figura 18 y por el factor de seguridad que es de 1.5 (para este tipo de planeadores).

- **Carga sobre el ala preliminar**

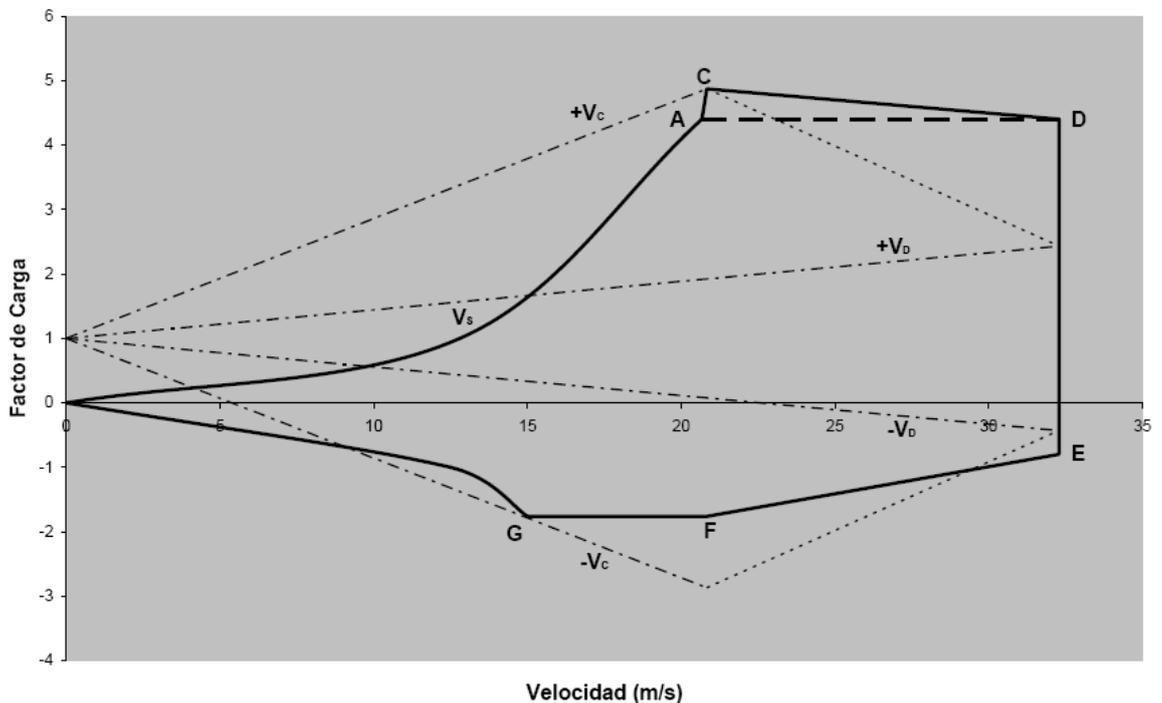
Para encontrar la carga necesaria para el diseño del fuselaje se tiene en cuenta el diagrama V-n de la figura 18, que fue hallado en el proyecto preliminar. El diagrama V-n tiene por objeto mostrar todas las cargas en función de las velocidades. Teniendo en cuenta las ecuaciones para hallar la velocidad de maniobra definida por  $V_A$  y la velocidad de picada definida por  $V_D$

$$V_A = V_S \sqrt{n} \quad \text{(Ecuación 2)}$$

$$V_D = 1,55 V_c \quad \text{(Ecuación 3)}$$

Al realizar la ecuaciones 2 y la ecuación 3 podemos hallar el valor de cada una de las velocidades y de esta forma plantearlas en el Diagrama. El valor de la velocidad de maniobra es de 20,67 m/s; con relación a esta velocidad y el diagrama V-n se halla el factor de carga.

Figura 18. Diagrama V-n



Fuente: Tesis, "Diseño preliminar de un planeador de ala rígida de vuelo controlado", p136.

Los factores de carga que se observan en este diagrama, son estrictamente necesarios para la realización de los cálculos, relacionados con los esfuerzos generados en el empotramiento de la unión ala-fuselaje, los cuales se pueden ver en la tabla 6.

Tabla 6. Parámetros del ala

	<b>Sistema Inglés</b>	<b>Sistema Internacional</b>
lift	330 lb	150kg
Vne	91,13 Ft/s	27,7m/s
Va	67,838 Ft/s	20,6755 m/s
Vs	47,966 Ft/s	14,62 m/s
Fc	4,4	4,4
Clmax	1,162	1,162
B	37,401 Ft	11,4 m
S	134,5 Ft <sup>2</sup>	12,5 m <sup>2</sup>
densidad	0,00180 slug/ft <sup>3</sup>	0,94727 Kg/m <sup>3</sup>

Fuente: Elaborada en este trabajo

En donde:

- Lift= Sustentación
- Vne= Velocidad de nunca exceder
- Va = Velocidad de maniobra
- Vs= Velocidad de pérdida
- Fc= Factor de carga
- Clmax= Coeficiente de lift máximo
- B= Envergadura
- S= Área del ala

Cuando el planeador va a una velocidad de maniobra de 20,67 m/seg, el factor de carga que se produce es de 4,4. Esta velocidad es la más importante porque es donde se presenta la mayor carga sobre el fuselaje, razón por la cual se toma su factor de carga correspondiente en el diagrama V-n estudiado anteriormente.

Por medio de la ecuación (1) de la distribución elíptica del lift, se halla la distribución de la carga, a lo largo de la envergadura total del ala preliminar y por medio de esta se logra determinar la carga puntual que actúa sobre el empotramiento ala - fuselaje.

$$\Gamma(x) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \frac{4x^2}{b^2}}$$

Para calcular la fuerza se tiene en cuenta la configuración del ala establecida en la tabla 6, donde los parámetros más relevantes para el cálculo son:

- Lift
- Velocidad de pérdida
- Densidad
- Envergadura del ala

Utilizando la ecuación 1, se halla la constante  $\Gamma$ , la cual se debe reemplazar después en la ecuación 4.

$$\Gamma_0 = \frac{4 * L}{\rho v b \Pi}$$

$$\Gamma_0 = \frac{4 * 1470 N}{0,94727 \frac{Kg}{m^3} * 20,67 \frac{m}{Sg} * 11,4 m * 3,14159}$$

$$\Gamma_0 = 8,3871 \quad (4)$$

**5.3.2 Carga soportada por el ala a 36cm desde la raíz:** Se requiere hallar la carga a 36 Cm de distancia desde la cuerda de raíz del plano hasta la cuerda de punta, ya que el empotramiento se genera en esta posición y es ahí, donde es necesario establecer la carga que soportara el fuselaje.

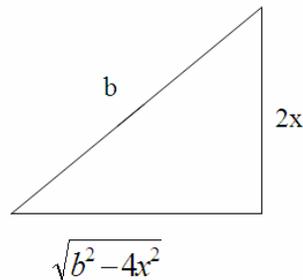
Utilizando la ecuación 1, se determina la ecuación de la carga de empotramiento en la posición requerida. Se debe integrar primero la ecuación 1 para poder hallar la ecuación que nos genere la carga en el empotramiento.

$$v = \rho V \int k \sqrt{1 - \frac{4x^2}{b^2}} dx$$

$$v = \rho V \int k \sqrt{\frac{1}{b^2} * (b^2 - 4x^2)} dx$$

$$v = \rho V \frac{k}{b} \int \sqrt{b^2 - 4x^2} dx$$

Realizando derivadas por partes:



$$\begin{aligned} \text{sen } \theta &= \frac{2x}{b} & x &= \frac{b \text{sen } \theta}{2} \\ & & dx &= \frac{b \text{cos } \theta}{2} \end{aligned}$$

$$\text{cos } \theta = \frac{\sqrt{b^2 - 4x^2}}{b} \rightarrow \sqrt{b^2 - 4x^2} = b \text{cos } \theta$$

$$v(x) = \rho V \frac{k}{b} \int_{\theta_1}^{\theta_2} b \text{cos } \theta \frac{b \text{cos } \theta}{2} d\theta = \rho V \frac{k}{2b} \int_{\theta_1}^{\theta_2} b^2 \text{cos}^2 \theta d\theta$$

Sacando b como constante nos queda:

$$v(x) = \rho V \frac{kb}{2} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \cos^2 \theta d\theta$$

Reemplazando por la identidad trigonométrica:

$$\cos^2 \theta = \frac{1 + \cos 2\theta}{2}$$

Queda que,

$$v(x) = \rho V \frac{kb}{4} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \cos 2\theta + 1 d\theta$$

Realizando la integral se tiene:

$$v(x) = \rho V \frac{kb}{4} \left[ \frac{\text{sen} 2\theta}{2} + \theta \right] + C$$

Teniendo en cuenta que la identidad

$$\text{sen} 2\theta = \frac{2 \text{sen} \theta \cos \theta}{2}$$

Se reemplaza y obtiene:

$$v_y(x) = \rho V \frac{kb}{4} \left[ \frac{2 \text{sen} \theta \cos \theta}{2} + \theta \right] + C$$

**(Ecuación 5)**

Se sabe que:

$$\theta = \text{sen}^{-1} \frac{2x}{b}; \quad \cos \theta = \frac{\sqrt{b^2 - 4x^2}}{b}$$

Donde:

$$\theta_1 = \text{sen}^{-1} \frac{2x}{b} = \text{sen}^{-1} \frac{2 * 0,36m}{11,4m} = 0,06319$$

$$\theta_2 = \text{sen}^{-1} \frac{2x}{b} = \text{sen}^{-1} \frac{2 * 5,6m}{11,4m} = \pi/2$$

Al evaluar la ecuación 5:

$$v_y(x) = \rho V \frac{kb}{4} \left[ \frac{2 \operatorname{sen} \theta \cos \theta}{2} + \theta \right]_{0,06319}^{\pi/2}$$

Donde:

$$b = 11,4m; K = \Gamma$$

Al remplazar los valores correspondientes se determina que la carga es:

$$v_y(x) = 676,43N$$

Para hallar la carga límite se utiliza el resultado obtenido en la ecuación 6, el cual es multiplicado por el factor de carga, teniendo como resultado:

$$v_y(x) \text{ límite} = v_y(x) * Fc \quad \text{(Ecuación 6)}$$

$$v_y(x) \text{ límite} = 676,43 * 4,4$$

$$v_y(x) \text{ límite} = 2976,29N$$

Posteriormente obtenemos la carga de diseño multiplicando la ecuación límite obtenida por medio de la ecuación 6 por el factor de seguridad:

$$v_y(x) \text{ diseño} = v_y(x) \text{ límite} * Fs \quad \text{(Ecuación 7)}$$

$$v_y(x) \text{ diseño} = 2976,29 * 1,5$$

$$v_y(x) \text{ diseño} = 4464N$$

La carga obtenida para el análisis mediante la ecuación 7 se puede ver resumida en diferentes medidas en la tabla 7.

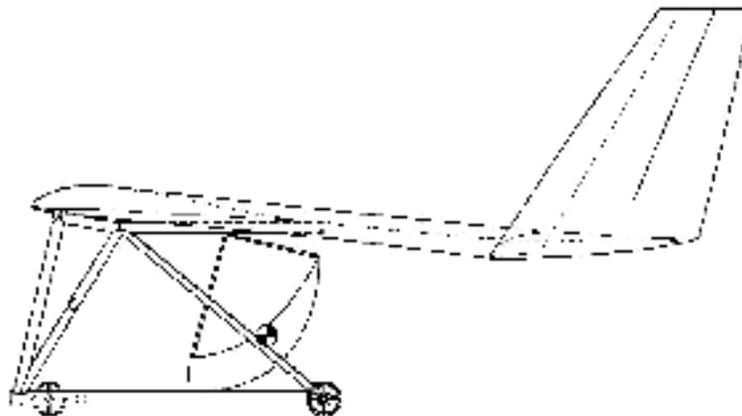
Tabla 7. Cargas Obtenidas

calculo de carga			
	newton	kg	Lb
carga	676,43	68,9766494	152,067484
carga limite	2976,292	303,497257	669,096931
carga diseño	4464,438	455,245886	1003,6454

La carga de diseño es la mayor carga a la que va a estar sometido el fuselaje, por esta razón es la más determinante e importante en el momento del análisis.

#### 5.4 ANÁLISIS DEL DISEÑO PRELIMINAR DEL PLANEADOR CONDOR I

Figura 19. Fuselaje Preliminar ensamblado



Fuente: Tesis, "DISEÑO PRELIMINAR DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALA RIGIDA DE VUELO CONTROLADO". p88

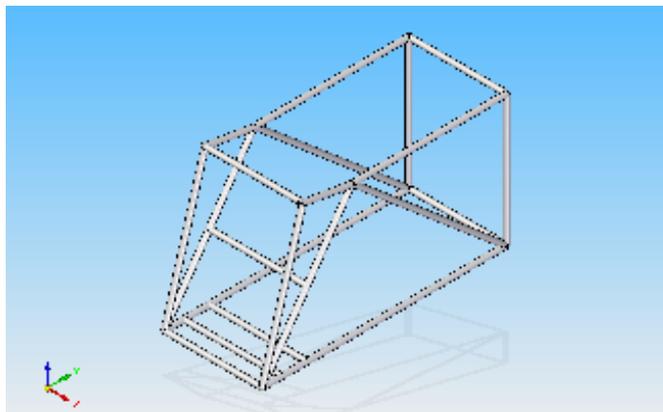
Teniendo en cuenta las dimensiones del planeador CONDOR I, se requiere evaluar el centro de gravedad (c.g.), para saber que tanto afecta este punto el desempeño del planeador en vuelo.

En el momento de evaluar dicho parámetro se encontró, que la ubicación establecida fue a 30cm de altura y 1,20cm desde la punta del fuselaje. Durante la evaluación del parámetro, se encuentra una muy buena información teórica del

porque hay que saber definir la posición del centro de gravedad, para que el planeador sea eficiente pero en ningún momento se encuentra una sustentación válida para dicho punto de ubicación del centro de gravedad, este parámetro es de mucha relevancia para el buen funcionamiento del planeador en vuelo, pero no es un parámetro muy importante, en el momento de la verificación de la resistencia y la optimización del peso, por esta razón se obvia por el momento la ubicación del centro de gravedad, ya que al no modificar las dimensiones iniciales del fuselaje, el centro de gravedad no va a variar mucho.

**5.4.1 Análisis del fuselaje preliminar:** El fuselaje preliminar se ve en la figura 20, cuenta con 4 soportes diagonales y un soporte horizontal, no cuenta con ningún tipo de unión entre los tubos por esta razón se asume que el fuselaje mantiene su unión por medio de soldadura, este factor hace que el fuselaje sea muy difícil de trasladar, aunque es posible que se mantenga firme al ser aplicadas las cargas que el ala ejerce en el empotramiento ala – fuselaje.

Figura 20. Fuselaje preliminar del Planeador CONDOR I



Fuente: Obtenido por medio de Solid Edge V19

Se realiza el estudio de este diseño con fin de comprobar su resistencia, para esto se Utiliza el programa de elementos finitos ANSYS 10.0 y se aplica la carga encontrada anteriormente en la tabla 7.

#### 5.4.2 Estudio del fuselaje preliminar en ANSYS 10.0

Para construir el fuselaje preliminar en el programa de elementos finitos ANSYS 10.0, es necesario estipular primero los puntos principales. Estos puntos se ubican por medio de la función **K**, por ejemplo; para el primer punto que es en la posición 0, se obtiene que para las tres dimensiones es **K,1,0,0,0**. y así con cada punto, por este motivo se realiza la tabla 8, la cual indica los puntos principales del fuselaje que se esta estudiando, para poderlos ubicar correctamente en el programa.

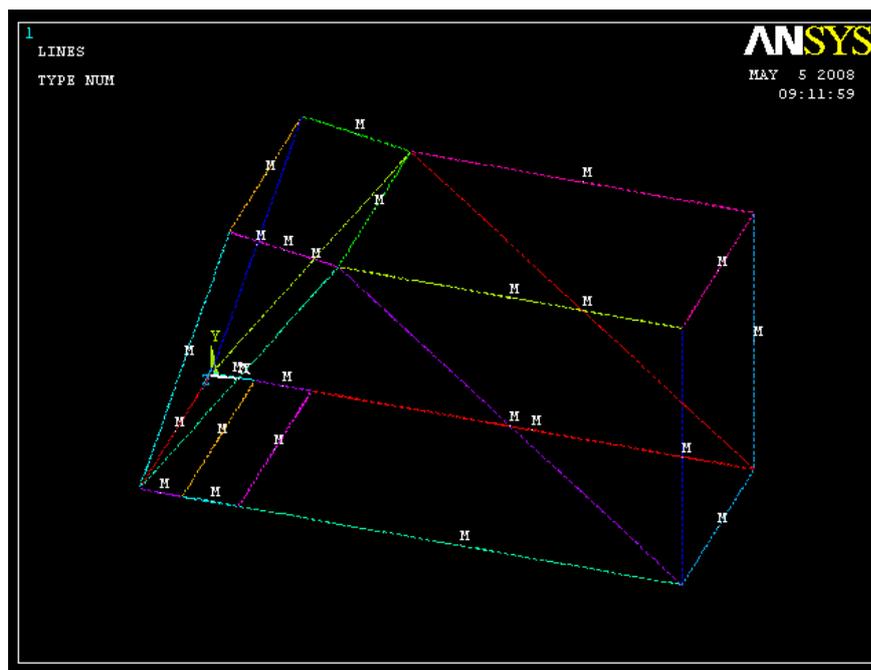
Tabla 8. Puntos principales del fuselaje preliminar

punto	posicion		
	x	y	z
1	0	0	0
2	119,12	0	0
3	275	0	0
4	1500	0	0
5	1500	800	0
6	550	800	0
7	250	850	0
8	250	850	600
9	550	800	600
10	1500	800	600
11	1500	0	600
12	275	0	600
13	119,12	0	600
14	0	0	600
15	275	400	600
16	275	400	0

Posteriormente se efectúa la unión de los puntos por medio de la función **LSTR**, por ejemplo; al unir el punto 1 con el dos nos queda **LSTR, 1, 2**.

Para cualquier programa de diseño en el cual se desee aplicar algún tipo de carga lo más importante es el enmallado, por tal razón se puede observar en la figura 21 la división de cada línea para su posterior enmallado. En el programa seleccionado el enmallado se ve por medio de líneas de color azul claro como se observa en la figura 22, donde ya se ha realizado el enmallado del fuselaje preliminar.

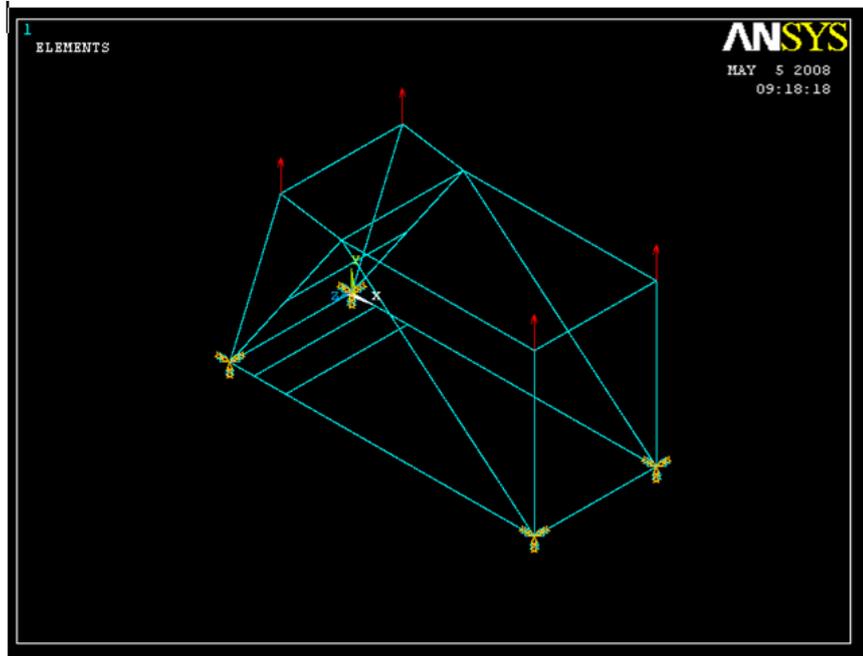
Figura 21. Seccionamiento de líneas



Fuente: Obtenido por medio de Ansys 10.0

Como se desea llevar a cabo un análisis estático, se debe empotrar el fuselaje, para después aplicar la carga encontrada anteriormente en los cuatro puntos de unión ala-fuselaje como se ve en la figura 22.

Figura 22. Enmallado, empotramiento y aplicación de cargas



Fuente: Obtenido por medio de Solid Edge V19

Para el caso del fuselaje preliminar, no se determina el diámetro de los tubos, motivo por el cual se realiza el diseño escogiendo el diámetro más pequeño posible, que al ser analizado se demuestre que pueda soportar satisfactoriamente la carga alar.

El diámetro que se escoge es de 3cm con un espesor de 3mm, la decisión de tomar este dimensionamiento en principio es arbitraria, puesto que dependiendo del análisis se efectúa la correspondiente optimización de los diámetros de diseño, para de esta manera poder llegar al diámetro adecuado que tendrá finalmente cada tubo del fuselaje tubular CAOS 2000.

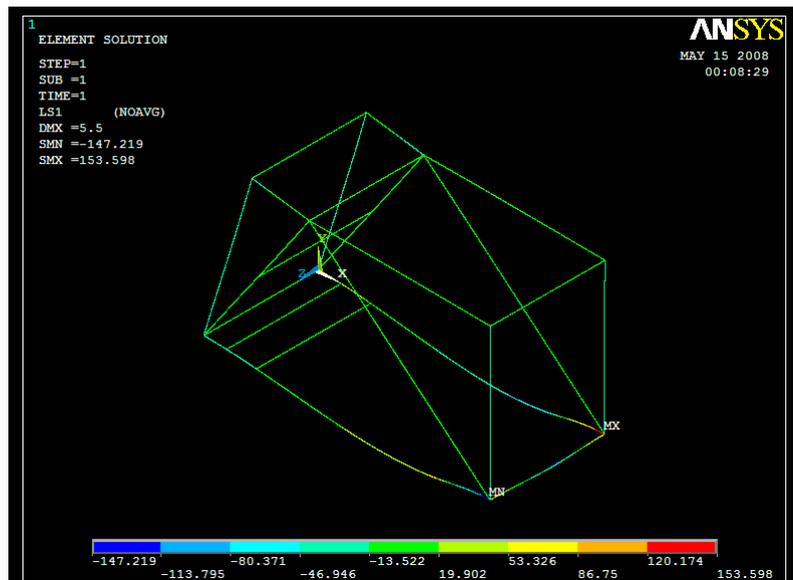
Los datos que arrojan las gráficas en el programa de elementos finitos ANSYS 10.0 se ven reflejados en la siguiente tabla de resultados:

Tabla 9. Resultados arrojados por ANSYS 10.0 para el planeador preliminar

RESULTADOS				
TUBO	DEFORMACIÓN	DEFLEXIÓN	ESFUERZO	L,S
D=3cm Esp= 3 mm	0.216 Mpa	0.218 Mpa	113,76 Mpa	113.94Mpa

Para poder realizar la comparación entre el esfuerzo máximo al que va a estar sometido el fuselaje y el esfuerzo máximo de fluencia del material, se tiene en cuenta la figura 23, la cual muestra el máximo esfuerzo de fluencia al que esta sometido el planeador, con las características de la estructura tubular mencionadas en la tabla 9. Se ve claramente, que el fuselaje únicamente llega a 153.94 Mpa en la parte inferior trasera, que es el lugar en donde se encuentra uno de los soportes principales y donde también actúa parte del peso del piloto.

Figura 23. Esfuerzo máximo del fuselaje preliminar



Fuente: Obtenido por medio de Ansys 10.0

Comparando el parámetro obtenido, con la tabla 4, en donde se encuentra el límite elástico del aluminio 6061 T-6, se considera que el fuselaje es muy viable para soportar las cargas a las que se somete, ya que el material que se utilizó soporta hasta 276 Mpa. Gracias a esto se puede optimizar más el fuselaje preliminar con el fin de hallar su máximo esfuerzo sin exceder el límite del material.

En el momento de la optimización, es de vital importancia tener en cuenta el diseño de los mecanismos de control y la ubicación del GPS, también en caso de que sea la elección final se debe rediseñar la parte correspondiente a la ubicación del piloto, ya que no se encuentra la ubicación exacta de la silla. Por último se debe llevar a cabo una mejora con respecto a la visualización del piloto, puesto que en el fuselaje preliminar hay una barra que le obstruye y reduce la visión frontal al tripulante.

## **5.5 DISEÑO FUSELAJE CAOS 2000**

El objeto principal de diseño, es perfeccionar cada vez más los prototipos ya existentes, ahora lo que se pretende es diseñar un fuselaje que sea posible de ensamblar y desensamblar fácilmente, haciendo que este se convierta en un equipo más potable.

El planeador preliminar se diseñó de forma tal, que permaneciera ensamblado siempre y aunque durante el análisis se confirma, que este tipo de fuselaje cumple con las especificaciones requeridas para su posible construcción, se determina también que debe seguirse un proceso de optimización, para asegurar un buen rendimiento en vuelo.

Con el diseño del fuselaje CAOS 2000, se busca mejorar las condiciones de traslado del planeador, mejorando y cumpliendo con las características de vuelo

que el fuselaje preliminar no haya llegado a obtener. Adicionalmente se pretende mejorar la comodidad y visualización en vuelo del tripulante de la aeronave.

El paso a seguir, resulta ser de carácter primordial y es el de llegar a escoger un dimensionamiento del fuselaje Caos 200 que sea satisfactorio para el piloto; que le brinde una total facilidad de maniobra, seguridad y comodidad a la vez, sin dejar a un lado la obtención de una geometría viable para poder diseñar los mecanismos necesarios de ensamble y desensamble de las piezas correspondientes.

Esta predeterminado que el fuselaje debe tener el menor peso posible, razón por la cual al haber hecho un estudio de los materiales más factibles y accesibles, con los que se puede llevar a cabo la posible construcción del Caos 2000, durante el desarrollo de este proyecto de investigación y teniendo conocimiento de que el aluminio es el material óptimo para la realización de este diseño y que es el que se va a utilizar, por su bajo costo, buenas propiedades físicas y mecánicas, fácil fabricación y su alto porcentaje de manejo en la aviación.

**5.5.1 Selección del dimensionamiento fuselaje CAOS 2000:** Con el transcurrir del tiempo, los ingenieros se han dado a la tarea de mejorar varias herramientas, para que se cumpla con los estándares de seguridad, pero sobre todo para que la aviación sea más placentera para las personas que utilizan este medio de transporte y para que los deportistas de vuelos libres se sientan lo suficientemente tranquilos en el aire, garantizando de esta forma que disfruten plenamente de la grandeza de volar. Una de las labores más complejas es la de conseguir diseñar una aeronave de vuelo libre, en la cual se pueda mantener un elevado rango del peso del piloto, para que más personas puedan acudir y disfrutar de este deporte. Para que esto sea factible, es preciso disminuir el peso del fuselaje y del ala para aumentar el peso en el piloto, sin poner en riesgo las condiciones de seguridad y buen desempeño que ofrece la aeronave.

**5.5.2 Parámetros iniciales del CAOS 2000:** Para cumplir con el propósito general de este trabajo y conseguir que el diseño del fuselaje sea realizable a la hora de llevar a cabo su construcción, se debe tener en cuenta el ángulo de empotramiento ala-fuselaje que es de  $20^\circ$ . Este ángulo es un parámetro fundamental para el buen rendimiento de la aeronave puesto que contrarresta la inestabilidad que tienen este tipo de planeadores a la hora del vuelo y se debe tener en cuenta para que la comparación de los fuselajes con relación a la fuerza ejercida se realice con características similares y permita de esta forma que la evaluación del rendimiento de ambos fuselajes sea objetiva. Al tener los mismos cálculos con relación al ángulo mencionado, se aplica la misma fuerza de 9237N al empotramiento ala-fuselaje del Caos 2000 y se establece un peso máximo del tripulante de 90 kilogramos, el cual es un peso considerable para que un número elevado de personas pueda disfrutar de este deporte.

Se mantiene el aluminio 6061-T6, como material de diseño de los tubos que conforman la estructura del fuselaje CAOS 2000, los cuales tienen un diámetro  $d=3\text{cm}$  y un espesor de 3mm inicialmente.

**5.5.3 Línea base del fuselaje CAOS 2000:** Con el propósito de encontrar las medidas adecuadas para el Fuselaje CAOS 2000, se toman como referencia algunos de los planeadores ya existentes en la industria, (Anexo D), al no existir una fórmula que permita la determinación de las medidas necesarias para los planeadores ya existentes, se procede a efectuar una comparación entre las medidas de algunos planeadores, los cuales son representados en la tabla 10 y de esta manera se llega a los promedios que se muestran en la tabla 11, que van siendo modificados dependiendo con las necesidades del desarrollo del proyecto, hasta hallar una medida ideal de diseño.

Tabla 10. Línea base de planeadores

DIMENSIONAMIENTO DE FUSELAJE DE VARIOS PLANEADORES										
PLANEADOR	SWIFT LIGHT PAS		BEBE		FLYBIKE		BJ_ ENDURE		CONDOR 1	
UNIDADES	IN	M	IN	M	IN	M	IN	M	IN	M
LARGO	76,37	1,94	52,5	1,334	57	1,4478	60	1,524		1,5
ANCHO	29,13	0,74		0	18	0,4572	12	0,3048		0,6
ALTO	47,24	1,2	39,5	1,003	60	1,524	56	1,4224		0,8

Se realiza el promedio entre los planeadores más parecidos al diseño propio y se obtiene:

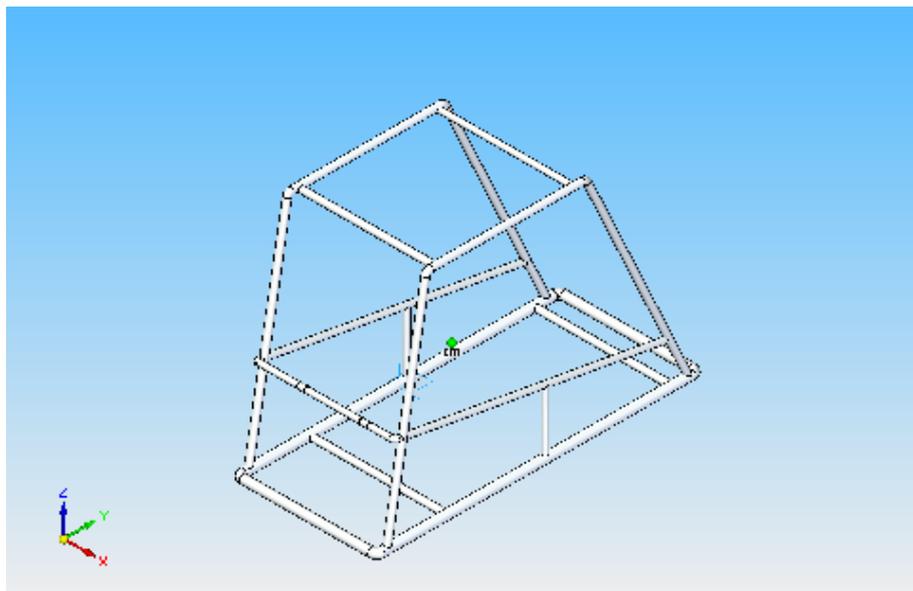
Tabla 11. Promedios base de los planeadores analizados

PLANEADOR	CAOS 2000	
	IN	M
LARGO	63,2269388	1,54906
ANCHO	27,3469388	0,67
ALTO	48,5689796	1,18994

Ya con las medidas preliminares se comienza el diseño del planeador CAOS 2000

**5.5.4 Diseño del CAOS 2000 en SOLID EDGE V 19:** En el momento de diseñar el fuselaje CAOS 2000, se comprueba que las dimensiones preliminares cumplen con algunas necesidades, pero se decide mejorar el ancho del fuselaje con el fin de tener más espacio de movilidad y posiblemente para poder ubicar la palanca de control del planeador a un lado y no al frente, esto con el fin de evitar el aumento excesivo de peso, dando como resultado el fuselaje mostrado en la figura 24. Dejando como medida final de ancho 72 cm., medida acordada para que el piloto pueda ir bien sentado y que en el momento del despegue pueda correr si ningún problema.

Figura 24. Fuselaje CAOS 2000



Fuente: Obtenido por medio de Solid Edge V19

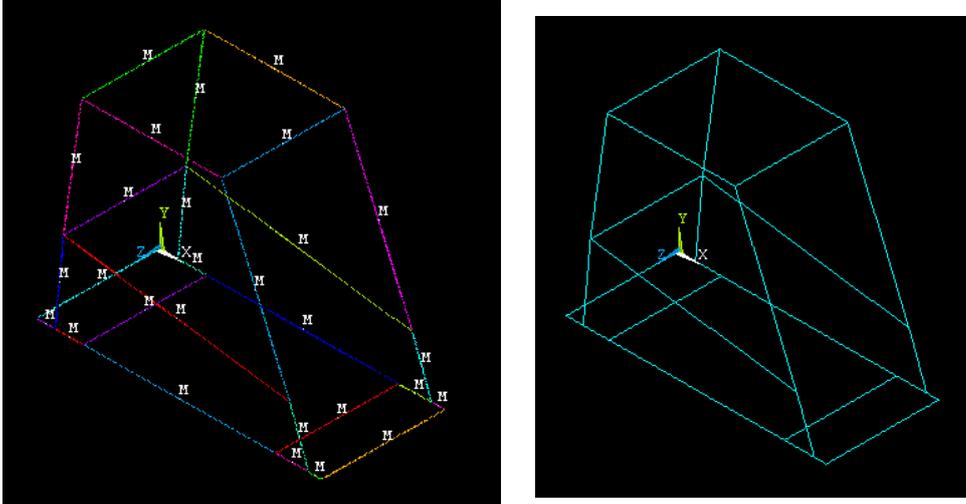
**5.5.5 Análisis estructural del fuselaje CAOS 2000:** Continuando con los mismos pasos del fuselaje preliminar, se determinan los puntos del CAOS 2000, para su diseño en ANSYS 10.0, los cuales se muestran en la tabla 12.

Tabla 12. Puntos de dimensionamiento CAOS 2000

punto	POSICIÓN		
	x	Y	z
1	0	0	0
2	0	0	720
3	120	0	720
4	335	0	720
5	1350	0	720
6	1440	0	720
7	1540	0	720
8	1540	0	0
9	1440	0	0
10	1350	0	0
11	335	0	0
12	120	0	0
13	190	430	0
14	300	1050	0
15	1000	1180	0
16	1350	235	0
17	1350	1180	720
18	1000	1180	720
19	300	1050	720
20	190	430	720
21	770	0	0
22	770	0	720
23	770	335	0
24	770	335	720

Se realiza el correspondiente enmallado, aplicación de las cargas obtenidas en la primera parte y la carga correspondiente al peso del piloto que es de 90 kg. Obteniendo los resultados y datos de la tabla 13.

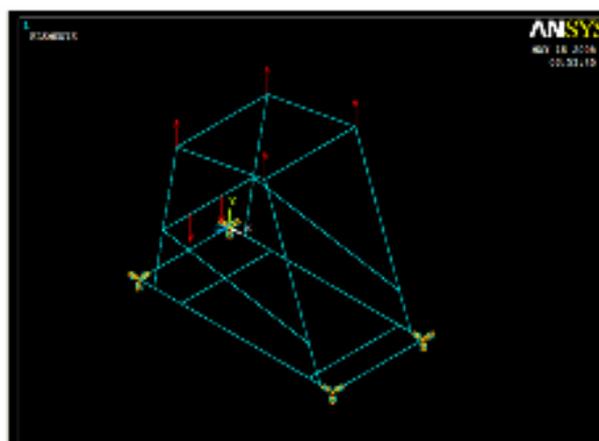
Figura 25. Enmallado del CAOS 2000



Fuente: Obtenido por medio de Ansys 10.0

En el momento de aplicar las cargas, en el fuselaje CAOS 2000, se tiene determinado poner una silla especial tipo hamaca, la cual viene sujeta del tubo horizontal trasero, motivo por el cual se establece que la fuerza del piloto se divide en dos y está aplicada en el lugar de se encuentran los amarres como se ve en la figura 26.

Figura 26. Aplicación de las cargas en el fuselaje CAOS 2000



Fuente: Obtenido por medio de Ansys 10.0

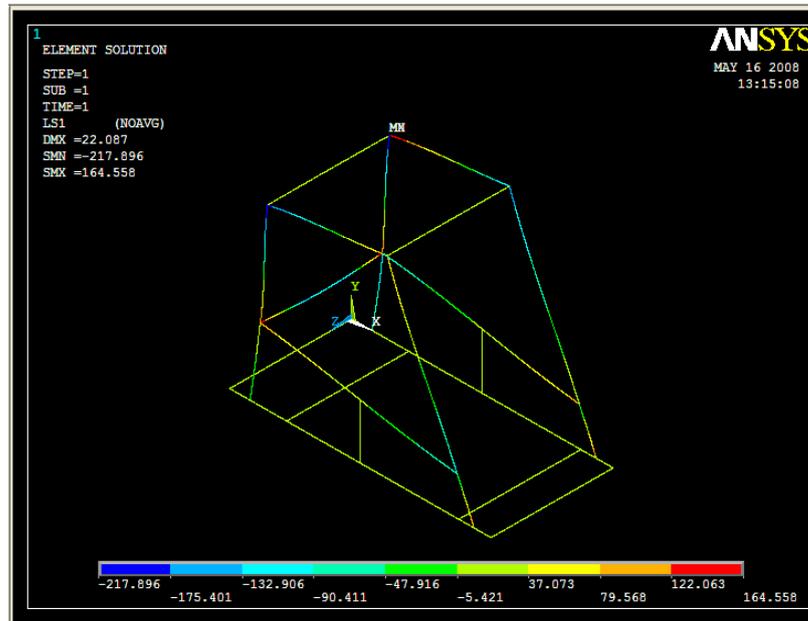
Después de aplicar las cargas se obtienen los siguientes datos:

Tabla 13. Resultados del fuselaje CAOS 2000

RESULTADOS			
TUBO	DEFLEXIÓN	MOMENTOS	LS
D =3 cm. Es =3 mm	11.45 Mpa	274817Nmm	110.32 Mpa

La figura 27, muestra el esfuerzo máximo del fuselaje con las medidas predeterminadas y es la gráfica principal, porque gracias a ella podemos comparar el esfuerzo de fluencia del material, con el esfuerzo al que va a estar sometido el fuselaje mostrado en la figura 27. Se representa la comparación con el material elegido en la tabla 14.

Figura 27 Esfuerzo máximo sometido el fuselaje Caos 2000



Fuente: Obtenido por medio de Ansys 10.0

En la figura 27 podemos ver que los puntos que mas sufren son las uniones, aunque no supera el esfuerzo de fluencia del material hay que reforzar el diseño de las uniones con el fin de mejorar esta característica y proporcionar mas seguridad para que soporten las cargas.

Tabla 14. Comparación de esfuerzos

RESULTADOS			
TUBO	ESFUERZO MATERIAL	ESFUERZO FUSELAJE CASO 2000	
D =3 cm. Es =3 mm	276Mpa	110.32 Mpa	

Por medio de la tabla 14, se puede determinar que el fuselaje soporta la carga y que el máximo esfuerzo al que va a estar sometido el Caos 2000 es de 110.32 Mpa, con el anterior resultado se puede llegar a optimizar aun más el diseño, para lograr disminuir al máximo el peso de la aeronave. Otro parámetro a evaluar en el proceso de optimización son las uniones, que son un peso adicional y dan una rigidez adicional a la estructura.

Otro aspecto positivo es que el fuselaje esta pesando tan solo 8 Kg. Y si tenemos en cuenta las uniones su peso no aumentara mucho y con la optimización podremos dejar al Caos 2000 en un peso muy bajo con una resistencia muy alta.

## **5.6 Optimización fuselaje caos 2000**

El trabajo de optimización es fundamental en el proyecto de diseño, ya que gracias a que se realiza este trabajo podemos analizar y determinar cuales son los diámetros mínimos a los que se puede diseñar el planeador. Durante la optimización se mantiene las dimensiones del fuselaje y se tiene en cuenta, que aparte de las cargas ya determinadas, durante el transcurso del diseño de las uniones y de lo mecanismos de control, pueden aumentarse algunos pesos que me proporcionen a la estructura otros esfuerzos. Para la obtención de la optimización se realiza el análisis del fuselaje caos 2000 a diferentes diámetros de tubo y diferente tipo de grosor, la optimización se realiza en el mismo programa de elementos finitos que se ha utilizado para hallar los esfuerzos, siguiendo con el mismo paso que se tenían para el análisis preliminar. Los datos más significativos a tener en cuenta son los de menor esfuerzo y mayor esfuerzo.

**5.6.1 Diámetros para la optimización:** El trabajo de optimización se realizó para cinco casos diferente de diámetros y espesores los cuales son: 3 cm. con 2 mm de espesor, 2.9 con 2 mm de espesor, 2,8 cm con 2 mm de espesor, 2,7 con 2 mm de espesor y 2,5 cm con 2 mm de espesor. Estos diámetros son escogidos arbitrariamente teniendo en cuenta el diámetro de tubo de 3 cm con 3 mm de espesor y el esfuerzo obtenido al analizar este tipo de tubo.

**5.6.2 Resultados de la optimización:** Las gráficas obtenidas en el trabajo de optimización se analizaron para verificar los datos requeridos los cuales se ven reflejados en la tabla 15. Se obtiene que el mejor diámetro para el diseño es el de 2,7 cm. con un espesor de pared de 2 mm el cual soporta un esfuerzo de 247,6 Mpa.

Aunque se encontró que el análisis realizado al tubo de 2,5 cm de diámetro con 2 mm de espesor no excede el esfuerzo de fluencia del material y es muy posible que soporte las cargas en vuelo, no se escoge como tubo principal porque hay que tener en cuenta que las uniones generan mas peso y es posible que en el momento de hacer la evaluación final con todos los peso no soporte y seda.

Tabla 15 Optimización

RESULTADOS			
tubo		esfuerzo caos 2000	
D =30 mm Es =2 mm		155,46 Mpa	
D =29 mm Es =2 mm		198,09 Mpa	
D =27 mm Es =2 mm		247,6 Mpa	
D =25 mm Es =2 mm		273,12 Mpa	
D =28 mm Es =2 mm		212,78 Mpa	

El peso únicamente de los tubos disminuye de 10 kg a 8 kg obteniendo una ganancia de 2 kg.

### 5. 7 Uniones

El diseño de las uniones se realiza dependiendo la posición donde va a ir en el fuselaje. Diseñar las uniones es un trabajo muy complejo porque las cargas en cada parte del fuselaje no son las mismas y requiere de mucho cuidado para la elección adecuada. Las uniones principales son:

- Ala – fuselaje
- Entre tubos
- Giratorias para los tubos laterales

Este tipo de uniones son viables dependiendo del tipo de ala que se desee ensamblar, ya que no todas las alas tienen las mismas especificaciones iniciales de la tabla 5.

**.5.7.1 ALA –FUSELAJE:** Esta unión es primordial para que el planeador tenga la mayor estabilidad posible.

Hay dos clases de uniones y de empotramiento para que el ala se mantenga estable en vuelo y que el planeador sea controlable por el piloto. Hay dos opciones que se estudian para ver cual es la mas viable.

La primera consta de una barra cuadrada horizontalmente la cual esta soportada en el fuselaje y ajustada por dos tornillos (ver anexo H), este tipo de unión lo tiene el planeador swift´s Light pas como se puede ver en la figura 28.

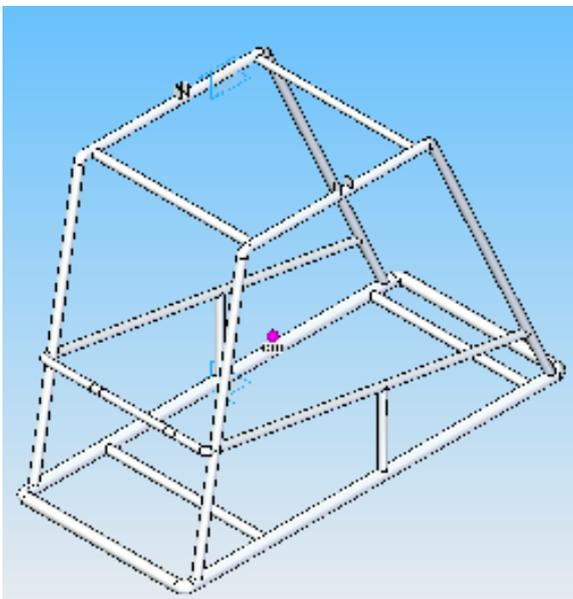
Figura 28. Unión ala fuselaje swift



Fuente: planeador swift Light <http://www.aeriane.com/File/flight%20manual.PDF>

Para el caos 2000 es posible diseñar este tipo de unión como podemos ver en la figura 29. Para el diseño se realiza la simulación de la viga de soporte (anexo H) el cual soporta satisfactoriamente la carga. La base de la viga esta diseñada en una sola pieza con las uniones entre tubos, de esta forma se diseñaría una sola pieza utilizando una barra cuadrada del material elegido. (Anexo E). Para que el ala este más estable se refuerza la unión con amarres para que soporten toda la carga.

Figura 29 Empotramiento ala-fuselaje



Fuente: Obtenido por medio de Solid edge V19

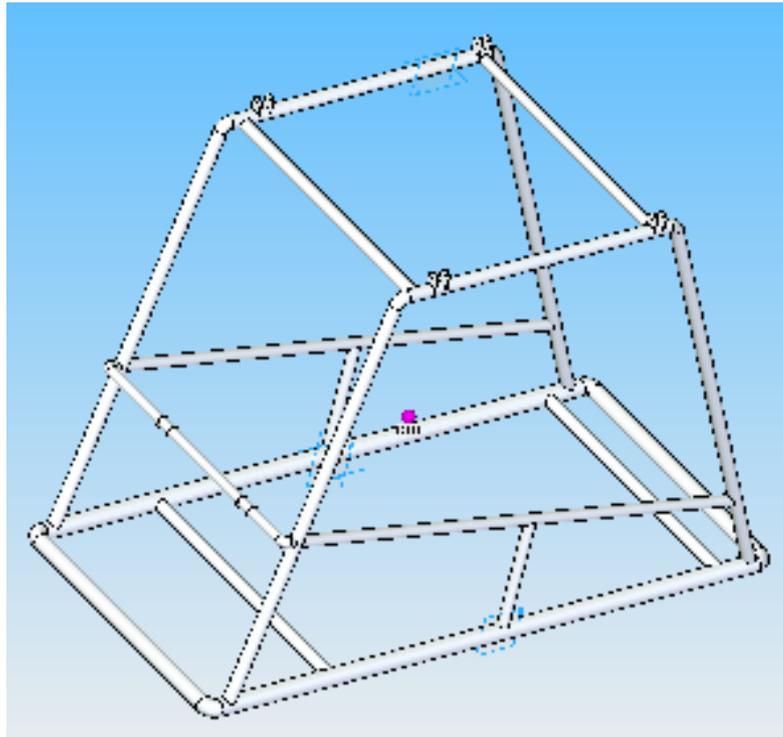
Las cargas adicionales que nos produce la viga dependen de la distancia y esta a su vez de la envergadura total del ala que se desee utilizar.

- **Tipo 2**

Utilizando la misma base del tipo 1 pero en este caso se requiere que el ala tenga una unión en la viga principal normalmente esta a 25 % de la cuerda del perfil

aerodinámico, para este tipo de unión se requiere un cable o guaya tensora la cual va unido en la parte inferior de la base del fuselaje y unida antes del centro de gravedad del ala.

Figura 30. uniones tipo 2

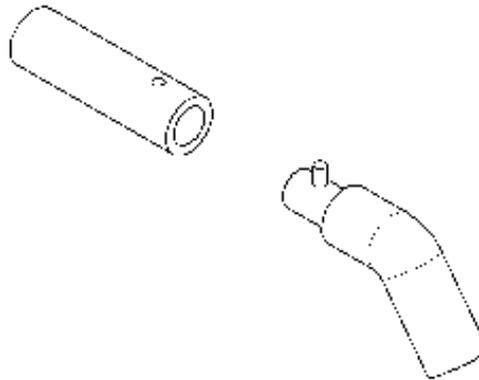


Fuente: Obtenido por medio de Solid edge V19

**5.7.2 UNION ENTRE TUBOS:** La unión entre tubos es con el fin de que el fuselaje se pueda desmontar lo mas que se pueda, pero deben ser lo mas sencillo posibles para que el ensamble y el desensamble sea lo mas rápido posible y que el deportista se sienta complacido ya que si es muy complejo se volvería tedioso y aburrido. También deben cumplir con los requerimientos mínimos necesarios para soportar las cargas a las que van a estar sometidos y que de esta forma le den seguridad al piloto.

En principio se pensó en la unión que se ve en la figura 30 este tipo de unión lo llevan algunas cometas deltas; es un mecanismo sencillo y agradable ya que proporciona ensambles en menos tiempo.

Figura 31. tubos por medio de resorte



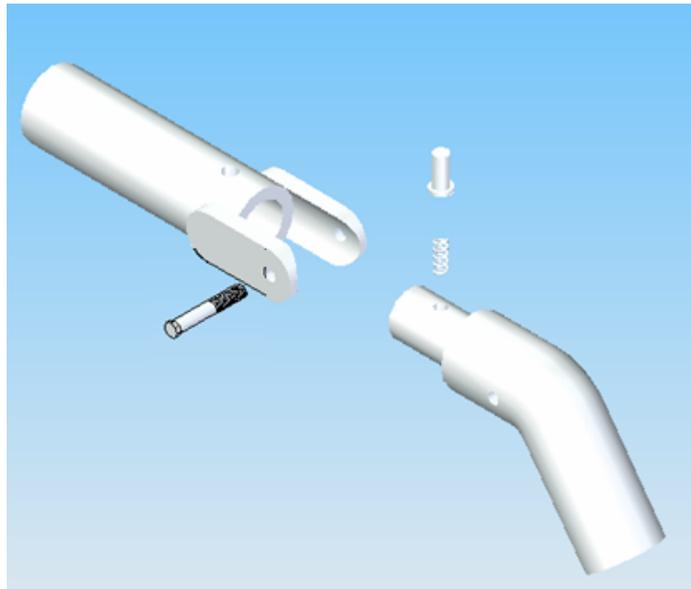
Fuente: Obtenido por medio de Solid edge V19

Este tipo de unión consta de dos juntas que al ser oprimidas gracias a 1 resorte bajan y se puede insertar un tubo en el otro, cuando la junta llega al orificio que esta ubicado en el otro tubo como se observa en la figura 31, por acción del resorte vuelve a subir y ajusta, las juntas se encuentran a 180° de distancia. Es requerido de las dos para que los tubos queden totalmente ubicados, firmes y seguros. También se podría una sola unión la cual se reforzaría y con el diámetro adecuado aguantaría el esfuerzo cortante al que estará sometido en vuelo.

Por esta razón con fin de elegir una sola unión en el tubo se pensó en un refuerzo el cual se puede ver en la figura 32. La unión cuenta con un refuerzo diseñado en el tubo donde va a casar la junta este diseño se requiere que sea en una sola pieza para disminuir los esfuerzos, el refuerzo viene con un tornillo de acero grado 5 con cabeza hexagonal y rosca fina, el cual ajusta los dos tubos, la pieza del refuerzo donde va a venir fijo el tornillo es cerrado para que tenga mas firmeza y

no se desajuste el tornillo. La pieza es diseñada mecánicamente teniendo como base una barra o un cuadrado de aluminio 6061 T6 anexo E.

Figura 32 unión reforzada por medio de un tornillo



Fuente: Obtenido por medio de Solid edge V19

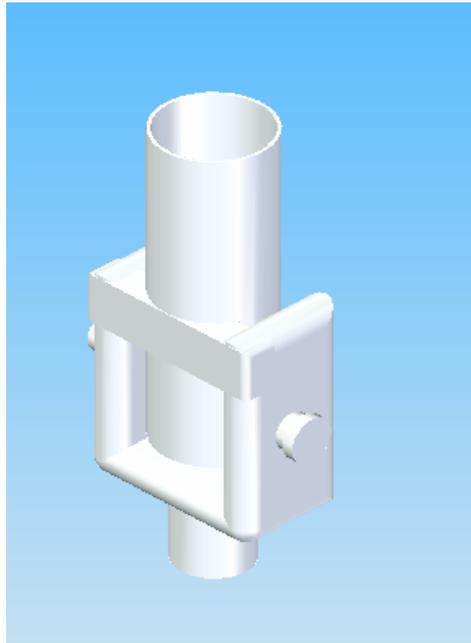
El plano 10 nos deja ver mas detalladamente las dimensiones de la unión, recordemos que en la figura se ven lo tubos seccionados y no completos.

**5.7.3 UNIONES GIRATORIAS:** Para la unión de los tubos laterales, como se pretende que estos tubos puedan bajar en el momento de desensamblar los superiores se decidió diseñar un tipo de unión que nos permitiera hacer ese movimiento pero únicamente hacia un lado. Las opciones que se pensaron son:

Por medio de una horquilla que podemos ver en la figura 33, esta diseñada igualmente de una sola pieza desde un cuadrado de 60 mm del material seleccionado, es fácilmente maquinable, tiene un pasador de 1,27 cm. de diámetro

el cual puede soportar la carga que se genera en esa posición. Las dimensiones de la horquilla se pueden ver en el plano 3

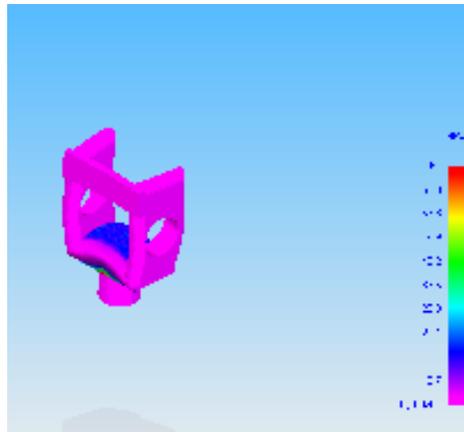
Figura 33 unión tubo lateral base



Fuente: Obtenido por medio de Solid edge V19

A la horquilla se le realizó un análisis de tensión en el programa solid edge a una carga de 4600 Mpa que es la carga que se genera en esa posición del fuselaje, podemos ver en la figura 34 que el mayor esfuerzo que se genera es de 67 Mpa, suficientemente viable para la resistencia del Aluminio, la parte mas crítica es la unión de la horquilla a la base del fuselaje, pero sin riesgo de daño ya que es demasiado pequeño es esfuerzo al que va a estar sometido

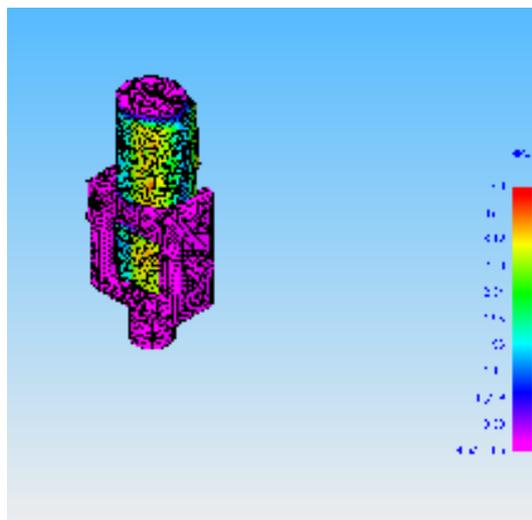
Figura 34 Análisis de la horquilla de unión



Fuente: Obtenido por medio de Solid edge V19

Igualmente en la figura 35 se realiza un análisis simulando el empotramiento del tubo en la horquilla donde se ve claramente que es soportable la carga para este mecanismo de unión y vemos el enmallado que realiza el programa solid edge al conjunto.

Figura 35. Simulación empotramiento del tubo en la horquilla



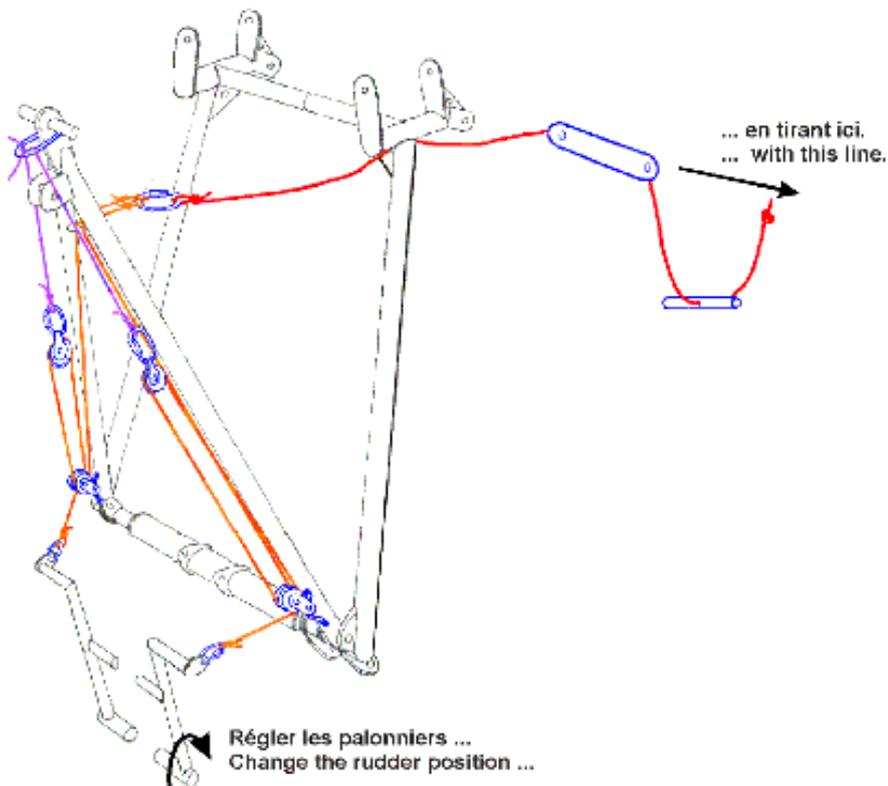
Fuente: Obtenido por medio de Solid edge V19

## 5. 8 Mecanismos de control

**5.8.1 Tipo de mecanismos:** La elección de los mecanismos de control es un trabajo que requiere de mucho cuidado y que es muy complejo, por esta razón se estudian los tipos de mecanismo que se pueden adaptar al fuselaje Caos 2000

- **Mecanismo swift:** A continuación podemos ver (figura 36) como va distribuido las guayas en el fuselaje del planeador swift Light, por medio de guayas y poleas. Este mecanismo es muy sencillo.

Figura 36 Mecanismo swift

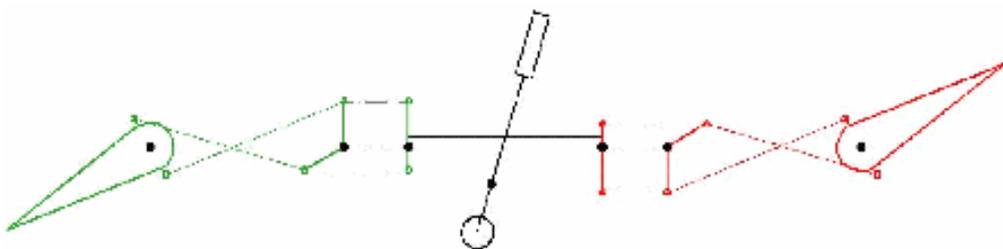


Fuente: <http://www.aeriane.com/File/flight%20manual.PDF>

- **Mecanismos condor I**

Los mecanismos de control del Condor I se caracterizan por tener 1 palanca de mando (ver figura 37), la cual esta constituida por una barra rígida verticalmente a donde llega la guaya desde la palanca, esta conectada a una barra que tiene un Angulo la cual en cada extremo tiene la guaya guía de los flaps.

Figura 37. Palanca de flaps

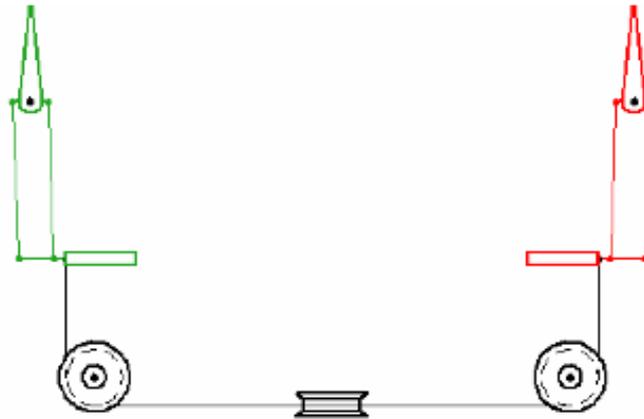


Fuente: tesis, “DISEÑO PRELIMINAR DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALA RIGIDA DE VUELO CONTROLADO”. P142

En el momento de mover la plana a la derecha se realiza un movimiento del flap subiendo el del lado derecho y realizando un banqueo del planeado hacia el lado izquierdo. Lo cual es muy sencillo para poderlo acoplar en el planeador.

Para los dos timones de dirección se encuentra que está realizado por el movimiento de los pedales, los cuales en posición 0° hacen que los timones permanezcan en posición neutral (figura 38), en el momento de hacer presión sobre alguno de los pedales dependiendo el requerimiento, se genera movimiento hacia el sentido del pedal presionado. (Figura 37.)

Figura 38. Posición timones de dirección

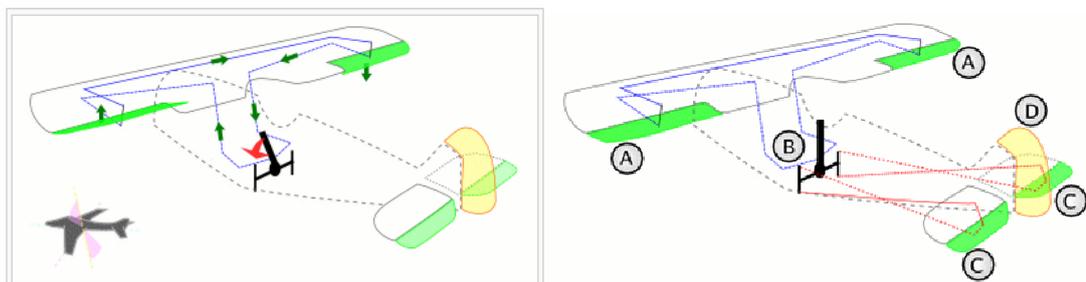


Fuente: tesis, "DISEÑO PRELIMINAR DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALA RIGIDA DE VUELO CONTROLADO". P144

- **Mecanismos Cessna**

Los mecanismos de control de este tipo de aeronaves son muy sencillos y eficaces el cual se maneja por medio de una palanca como se puede observa en la figura 39.

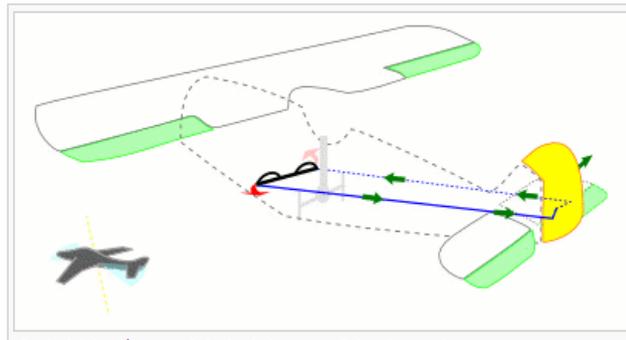
Figura 39. Movimiento mecanismos



Fuente: WIKIPEDIA, La enciclopedia libre [en línea]. [Citado el 22-04-2008].  
Disponible en Internet: //es.wikipedia.org/wiki/Mandos\_de\_vuelo

Manejando por medio de los pedales el estabilizador vertical. Este mecanismo hará mover la superficie hacia el lado del pedal que se oprima. Ver figura 40.

Figura 40. Movimiento de los pedales



Fuente: WIKIPEDIA, La enciclopedia libre [en línea]. [Citado el 22-04-2008]. Disponible en Internet: [//es.wikipedia.org/wiki/Mandos\\_de\\_vuelo](http://es.wikipedia.org/wiki/Mandos_de_vuelo)

**5.8.2 Elección de los Mecanismos:** La elección de los mecanismos a diseñar en el fuselaje caos 2000 depende del tipo de ala que se desee incorporar, si se desea que tenga los tres mecanismos principales o simplemente se desean dos. Como no se desea limitar el fuselaje se realizaron los dos diseños con el fin de mejorar las características del fuselaje.

Por esta razón se ha elegido implementar y diseñar en el fuselaje Caos 2000 el tipo cessna, que nos brinda las dos posibilidades con tres o dos superficies de control y es el más adecuado para ubicar de una forma mas sencilla en el Caos 2000.

**5.8.3 partes del mecanismo** Después de la elección del mecanismo se tiene en cuenta cada una de las partes que forman todo el mecanismo como lo son: guayas o cables, tensores y poleas

- **Guayas o cables**

Para la elección del las guayas que va a manejar los mecanismos de control se tiene en cuenta la carga límite a la que van a estar sometidos en el transcurso del vuelo. Sabiendo que la carga máxima que pueden estar sometidas las guayas va a ser de 247.5 Lbs. entonces la guaya que se escoje para el fuselaje Caos 2000 es la número 2 que nos proporciona una fuerza máxima de rotura de 380 Lbs.

Figura 41. Guaya



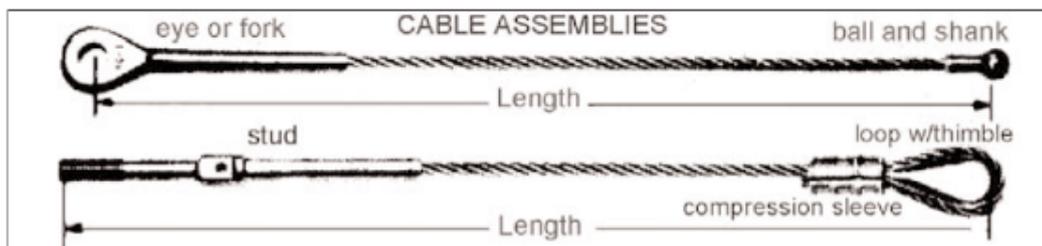
Dash No.	Cable Dia.	Sphere Dia.	Breaking Strength Lbs.	Price
2	1/16	.188	380	\$0.52
3	3/32	.250	730	\$0.65
4	1/8	.315	1050	\$0.79

Fuente: Aircraftspruce [en línea]. [Citada al 23-04-2008]. Disponible en Internet: <http://www.aircraftspruce.com/menus/ap/index.html>

- **Tensores**

Los tensores cumplen un papel muy importante para que los cables se mantengan tensionados dependiendo la necesidad y requerimiento en la figura 41 podemos observar dos tipos de tensores que pueden ser usados para el casos del fuselaje Caos 2000.

Figura 42. Tensor



Fuente: Aircraftspruce [en línea]. [Citada al 23-04-2008]. Disponible en Internet: <http://www.aircraftspruce.com/menus/ap/index.html>

- **poleas**

Las poleas que van a guiar la guaya están seleccionadas según el diámetro de la guaya y el trabajo que va a realizar, las poleas que van por los tubos son solamente poleas seguidoras que van a darle a la guaya su dirección. Mientras que las poleas que van dentro del ala son poleas que van a tener que estar sometidas a esfuerzos y son de primordial importancia.

Tabla 16. Dimensiones poleas.

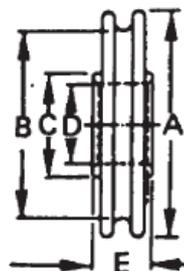
**PHENOLIC PULLEYS**

Part Number	Cable Size (In.)	A Dia.	B Dia.	C Dia.	D (Bore) Dia.	E	Allowable Load Limit (Lbs.)	Price Each
MS24566-1B	1/16, 5/64, 3/32	1.250	.972	.625	.1900	.297	185	\$12.95
MS24566-2B	1/16, 5/64, 3/32	2.500	2.222	.777	.1900	.297	500	\$14.90
MS24566-3B	1/8, 5/32, 3/16	2.000	1.510	.901	.2500	.484	450	\$13.20
MS24566-4B	1/8, 5/32, 3/16	3.500	3.010	.901	.2500	.484	1200	\$16.50
MS20219-1	1/16, 3/32	1.312	1.000	.423	.2500	.438	480	\$14.20
MS20219-2	1/16, 3/32	1.750	1.438	.423	.2500	.438	480	\$14.00
MS20219-3	1/16, 3/32	1.750	1.438	.769	.6250	.438	480	\$30.50
MS20219-4	1/16, 3/32	2.625	2.312	.423	.2500	.438	920	\$14.20
MS20220-1	1/8, 5/32, 3/16	1.755	1.255	.475	.3125	.625	500	\$14.70
MS20220-2	1/8, 5/32, 3/16	3.005	2.505	.475	.3125	.625	1680	\$29.10
MS20220-3	1/8, 5/32, 3/16	4.255	3.755	.475	.3125	.625	2500	\$23.40
MS20220-4	1/8, 5/32, 3/16	5.505	5.005	.475	.3125	.625	2500	\$31.90
A-223	1/16, 3/32, 1/8	1.000	.688	---	.2500	.281	---	\$5.20
A-224	1/16, 3/32, 1/8	1.750	1.375	---	.2500	.250	---	\$4.95
A-138 (NAS)	1/16, 3/32, 1/8	1.250	.875	---	.2500	.265	---	\$5.50
A-123 (NAS)	1/16, 3/32,	2.000	1.500	---	.2500	.265	---	\$6.98
A-124 (NAS)	1/16, 3/32	2.500	2.000	---	.2500	.265	---	\$7.40
A-130 (NAS)	1/8, 5/32	2.000	1.375	---	.3750	.438	---	\$5.10
A-120 (NAS)	5/32, 3/16	3.000	2.375	---	.3750	.438	---	\$8.60
05-29710	3/16	2.500	1.875	---	.2500	.440	---	\$14.80
05-29720	3/16	3.000	2.375	---	.2500	.440	---	\$15.40

Fuente: Aircraftspruce [en línea]. [Citada al 23-04-2008]. Disponible en Internet: <http://www.aircraftspruce.com/catalog/appages/phenolicpulleys.php>

En la tabla 16 podemos ver diferentes tipos de poleas, cada polea que tipo de cable utilizaría, carga máxima que soporta y costo del material.

Figura 43. Costo poleas



**ALUMINUM PULLEYS**

Part No	Price Each
MS20219A1	\$18.40
MS20219A3	\$34.60
MS20220A1	\$17.50
MS20220A2	\$32.90
MS20220A3	\$46.70
MS20220A4	\$63.75

Dimensions of these aluminum pulleys are same as equivalent size of MS20219 and MS20220 Phenolic Pulleys in table.

Fuente: Aircraftspruce [en línea]. [Citada al 23-04-2008]. Disponible en Internet: <http://www.aircraftspruce.com/menus/ap/index.html>

## 5.9 Elementos de vuelo

El piloto debe contar con los instrumentos mínimos necesarios para que su vuelo sea más cómodo y seguro. Alguno de los instrumentos que se requieren son:

**5.9.1 Elección silla del piloto:** En el momento de la elección se tuvo en cuenta que la silla debe ser agradable para el piloto y que le debe brindar comodidad y facilidad de movimiento. La silla también debe brindar seguridad y por esta razón la elección de la silla se basa en los modelos actuales en los cuales se encuentra el arnés con el paracaídas como se observa en la figura 43. Otros tipos de sillas se pueden observar en el anexo F, la razón principal por el cual no se escoje alguna de las sillas es por su peso, en el caso de la silla seleccionada el peso no sobrepasa los 4 kg mientras que las demás sillas de este tipo están entre 6 y 8 kg.

Figura 44. Silla Ergonómica



Fuente: tesis, "DISEÑO PRELIMINAR DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALA RIGIDA DE VUELO CONTROLADO". P89

Esta silla es de bajo peso y costo lo cual es la más adecuada para el fuselaje Caos 2000.

Para la firmeza y ubicación de la silla se elige una base que está constituida de una hamaca como se observa en la figura 44, esta diseñado de nylon 200D que es un material resistente, con unas correas de seguridad que le dará mas firmeza al piloto. El peso este material es menor a 2 kg.

Figura 45. Hamaca base silla



Fuente: Aircraftspruce [en línea]. [Citada al 23-04-2008]. Disponible en Internet: <http://www.caranorte.com/bigwall/comparativa/hamacas/h.php>

**5.9.2 Casco y protección:** La protección del piloto es fundamental para poder disfrutar de un vuelo seguro y cómodo, por esta razón se recomienda la utilización de cascos de seguridad y de protección personal. La decisión de que protectores utilizar es exclusivamete del piloto, pero lo mínimo requerido para la práctica de este deporte es el casco por esta razón se plantea algunas opciones anexo G.

**5.9.3 Instrumentos de posición:** Para un mejor desempeño en vuelo y como requisito mínimo, se requiere de un dispositivo que nos brinde la ubicación y la ruta de vuelo, los más adecuados son los GPS, mecanismos de posición global

que además de brindar la posición y la ruta de navegación también nos ofrecen, la temperatura, velocidad y altura.

Para la elección del GPS más adecuado se toman en cuenta las siguientes características:

- Peso
- Tamaño
- Beneficios
- Costo

El instrumento que se propone porque cumple con las características y las necesidades requeridas es el Garmin E-TREX H GPS que se encuentra en la figura 45.

Figura 46. E-TREX H GPS



Características:

- Medidas: 11,2 x 5,1 x 3 cm.
- Peso: 150g
- Proporciona: velocidad, ubicación, ruta, temperatura, altura, brújula,.
- Costo :105 dólares , 185.000 pesos

Fuente: Aircraftspruce [en línea]. [Citada al 23-04-2008]. Disponible en Internet: <http://www.aircraftspruce.com/catalog/avpages/garmniEtrexII.php>

Otro tipo de instrumento para disminuir costo pero no tan eficiente es el Garmin 123 que tiene un costo de solo 11 euros.

Para la ubicación del sistema se propone una base vertical (figura 42) que va enganchada al tubo lateral del fuselaje y que quedaría firme en el momento del vuelo proporcionando al piloto una buena ubicación para que lo pueda manejar sin problema alguno. Esta base se puede ubicar vertical u horizontal dependiendo el GPS que se halla escogido.

Figura 47. Base vertical GPS



Fuente: Aircraftspruce [en línea]. [Citada al 23-04-2008]. Disponible en Internet: <http://www.aircraftspruce.com/catalog/avpages/versatruemounts.php>

Se recomienda utilizar otro instrumento adicional para el cálculo de la velocidad de vuelo ya que el GPS nos proporciona una velocidad con relación a la tierra y esto puede producir un error para calcular la verdadera velocidad a la que va el piloto y el planeador.

## **5.10 Estudio de costos**

En este trabajo se estima el costo de construcción de 1 fuselaje de prueba, dividido en materiales de construcción para el fuselaje, costo de mecanizado y costo de los elementos de vuelo.

**5.10.1 Costo de materiales:** para el costo de materiales se tuvo en cuenta que se pudiera conseguir en Colombia, los costos se encuentran en Pesos colombianos

Tabla 17. Costos Materiales para el fuselaje Caos 2000.

MATERIALES FUSELAJE	DESCRIPCION		CANTIDAD	COSTO UNIDAD	COSTO TOTAL	PROVEEDOR
	DIAMETRO	LONGITUD		PESOS	PESOS	
Barra aluminio 6061 T6	38 mm	6 M	4	318.000	1.272.000	FerroAluminios
Barra aluminio 6061 T6	70 mm	1 M	2	208.400	416.800	Mundial de aluminios
Barra aluminio 6061 T6	38 mm	3,5 M	4	232.150	928.600	
tornillo de acero grado 5	12,7mm	0,038M	8	400	3.200	
tornillo de acero grado 5	6,35mm	0,038M	5	250	1.250	Tornillos y partes plaza S.A
Tornillo central G5	12,7 mm	0,038M	10	350	3.500	
Tensores	6,35 mm		10	1500	15.000	Dimofer
Poleas	12,7mm		20	3600	72.000	
Llanta 2CK3CF	203,7mm			19100	0	
Llanta HD444A	203,7 mm		3	18000	54.000	Rueda Garzon
				<b>SUBTOTAL MATERIALES</b>	<b>2.766.350</b>	

**5.10.2 Costos de mecanizado:** Por medio de los planos se solicito una cotización a diferentes empresas para hallar el menor costo de mecanizado. Teniendo en cuenta las barras que van a ser totalmente mecanizadas, aquellas que se van a soldar y aquellas que se van a doblar.

Tabla 18. Mecanizado tubos

DESCRIPCION	ESPECIFICACION	CANTIDAD	COSTO UNITARIO	VALOR TOTAL	PROVEEDOR
DOBLADO TUBO	50 CM	8	10.000	80.000	MUNDIAL DE ALUMINIO
SOLDADURA	TUBO ALUMINIO 3,23 mm	6	30.000	180.000	MUNDIAL DE ALUMINIO
TORNO	TUBOS DE 1,5 M	4	250.000	1.000.000	ZONA INDUSTRIAL
FRESADO DE AGUJEROS		40	10.000	400.000	MUNDIAL DE ALUMINIO
<b>SUBTOTAL</b>					<b>1.660.000</b>

**5.10.3 Costo elementos de vuelo:** Los elementos de vuelo mas importantes son aquellos que hacen que el piloto este mas fresco en vuelo, aquellos que nos ayudan a la visibilidad y protección del viento.

Tabla 19. Elementos necesarios

ELEMENTOS DE VUELO	CANTIDAD	COSTO
Silla	1	345.000
Hamaca	1	135.000
GPS	1	185.000
Base GPS	1	50.000
Casco	1	70.000
Gafas	1	24.000
Guantes	1	20.000
<b>TOTAL</b>		<b>829.000</b>

Para poder construir el primer fuselaje Caos 2000 se requiere de un presupuesto total de:

<b>MATERIALES FUSELAJE</b>	<b>2.766.350</b>
<b>ELEMENTOS DE VUELO</b>	<b>829.000</b>
<b>MECANIZADO DE LOS TUBOS</b>	<b>1.660.000</b>
<b>TOTAL</b>	<b>5.255.350</b>

## 6. CONCLUSIONES

- Por medio de la optimización del Caos 2000 y el análisis al fuselaje preliminar, se elige como fuselaje principal el Caos 2000 gracias a su facilidad para ser transportado, su buena resistencia ala carga y su bajo peso.
- El análisis del diagrama V-n, permitió calcular con éxito la carga en el fuselaje. Lo cual sirvió para efectuar un mejor diseño del fuselaje Caos 2000.
- El estudio de la normatividad y certificación para planeadores determino el peso máximo para este tipo de planeadores tubulares a 150 kg, lo cual fue la base para determinar el peso máximo del piloto a 80 kg, y cumplir así a cabalidad el rango que determina la FAI que es de 65 a 90 kg.
- Los resultados de los análisis realizados al fuselaje preliminar y al Caos 2000 por medio del programa ansys 10.0 permite determinar que son viables para su construcción.
- El fuselaje Caos 2000 proporciona facilidad de traslado gracias a que esta diseñado para ser desensamblado al terminar el vuelo.
- El diseño de las uniones de los tubos permite dar más estabilidad al fuselaje, gracias al diseño de los refuerzos los cuales soportan la carga máxima de 4465 newton.
- Se determina realizar la optimización al Fuselaje Caos 2000 porque su diseño facilita más su construcción y permite más visibilidad al piloto, en comparación del Condor I.

- La optimización y análisis estructural del fuselaje Caos 2000 determino que los valores de carga que soporta el fuselaje en vuelo son de 4.4 g y -2.2g. y que el diámetro adecuado para la construcción del fuselaje Caos 2000 es mínimo de 2.5 cm. con un espesor de 2 mm y máximo de 3.2 cm con el mismo espesor.

## 7. RECOMENDACIONES

Se recomienda seguir con los siguientes parámetros en el momento de elegir el ala para el fuselaje Caos 2000:

1. el ala debe tener un perfil reflexivo que presente un coeficiente de sustentación a un ángulo de pérdida mayor a  $12^\circ$
2. el peso no debe exceder los 30 kg, para cumplir con las normatividad.
3. el ala debe cumplir con cualquiera de los dos tipos de empotramientos seleccionado en este proyecto de grado para que pueda ser estable en vuelo.
4. se recomienda que el ala que se desea usar, cumpla con el factor de carga alar de  $4,4g$ , para que el fuselaje resista en vuelo.

Se sugiere realizar una optimización de los tornillos de unión, el tren de aterrizaje y de los mecanismos de sustentación para disminuir el peso al máximo.

Con las normatividades estudiadas de otros países, el gran número de personas que practican vuelo libre en Colombia y los resultados de este proyecto de grado, se recomienda que se tenga destinado una normatividad que regule el diseño de planeadores tubulares, teniendo en cuenta:

- peso máximo del planeador 150 kg
- rango del piloto 65 a 90 kg
- clase de despegue: despegue por medio de la fuerza del piloto y lanzamiento al vacío.

- Equipo mínimo requerido: casco, paracaídas, gafas, guantes, ropa liviana, elementos de navegación y linterna. Se recomienda que el equipo que utilice el piloto, no exceda los 15 kg.

Se recomienda agregar otro instrumento para medir la velocidad de vuelo del planeador: adicionar un indicador de velocidad del aire que puede ser un anemómetro o un sistema pitot-estático.

## BIBLIOGRAFÍA

Calderón Molina, G. Gómez Martínez, H. Jara Quintanilla, K. Diseño preliminar de un planeador de ala rígida de vuelo controlado, "Cóndor I". Universidad de San Buenaventura, Bogotá, D.C. 2005, 188p.

Anderson, John D. Fundamentals of Aerodynamics, 3rd Ed. New York, 2001, 892p.

INSTITUTO COLOMBIANO DE NORMAS TÉCNICAS. Normas colombianas para la presentación de trabajos de investigación. Quinta actualización. Bogotá, D.C. ICONTEC, 2002. NTC 1486, 112p.

MEGSON, T. H. G. Aircraft structures for engineering students, 3th ed. Oxford (MA): Butterworth- Heinemann, 1999, 590p.

NIU, Michael. Airframe structural design: practical design information and data on aircraft structures. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press Ltd., 1995, 612p.

<http://www.fai.org/documents/sportingcode>

[http://portal.aerocivil.gov.co/portal/page/portal/Aerocivil\\_Portal\\_Internet/normatividad/rac/indice\\_general](http://portal.aerocivil.gov.co/portal/page/portal/Aerocivil_Portal_Internet/normatividad/rac/indice_general)

[http://www.faa.gov/regulations\\_policies/](http://www.faa.gov/regulations_policies/)

[http://www.soaridaho.com/Schreder/PDF\\_Documents/jar22.pdf](http://www.soaridaho.com/Schreder/PDF_Documents/jar22.pdf)

<http://www.geocities.com/aventurnet/solyocio/ot/extremo/aladelta.htm>

[http://www.infolaser.net/franpr/tecnica/ds/dynamic\\_soaring.html](http://www.infolaser.net/franpr/tecnica/ds/dynamic_soaring.html)

## ANEXO A

### PROPIEDADES FÍSICAS Y MECÁNICAS DE 4 TIPOS DE FIBRA DE VIDRIO

Tabla 20. Fibra de vidrio tipo A

<b>Physical Properties</b>	Metric	English
Density	<u>2.44</u> g/cc	<u>0.0882</u> lb/in <sup>3</sup>
<b>Mechanical Properties</b>	Metric	English
Tensile Strength, Ultimate	<u>3310</u> MPa	<u>480000</u> psi
Elongation at Break	4.80 %	4.80 %
Modulus of Elasticity	<u>68.9</u> GPa	<u>9990</u> ksi
Poissons Ratio	0.183	0.183
Shear Modulus	<u>29.1</u> GPa	<u>4220</u> ksi

Fuente: <http://www.matweb.com/search/QuickText.aspx>. [Citada el 28-02-2008]

Tabla 21. Fibra de vidrio tipo B

<b>Physical Properties</b>	Metric	English
Density	<u>2.52 - 2.56</u> g/cc	<u>0.0910 - 0.0925</u> lb/in <sup>3</sup>
<b>Mechanical Properties</b>	Metric	English
Tensile Strength, Ultimate	<u>3310</u> MPa	<u>480000</u> psi
Elongation at Break	4.80 %	4.80 %
Modulus of Elasticity	<u>68.9</u> GPa	<u>9990</u> ksi
Poissons Ratio	0.276	0.276
Shear Modulus	<u>27.0</u> GPa	<u>3920</u> ksi

Fuente: <http://www.matweb.com/search/QuickText.aspx>. [Citada el 28-02-2008]

Tabla 22. Fibra de vidrio tipo D

<b>Physical Properties</b>	Metric	English
Density	<u>2.11</u> g/cc	<u>0.0762</u> lb/in <sup>3</sup>
<b>Mechanical Properties</b>	Metric	English
Tensile Strength, Ultimate	<u>2415</u> MPa	<u>350300</u> psi
Elongation at Break	4.60 %	4.60 %
Modulus of Elasticity	<u>51.7</u> GPa	<u>7500</u> ksi

Fuente: <http://www.matweb.com/search/QuickText.aspx>. [Citada el 28-02-2008]

Tabla 23. Fibra de vidrio tipo E

<b>Physical Properties</b>	Metric	English
Density	<u>2.54 - 2.60</u> g/cc	<u>0.0918 - 0.0939</u> lb/in <sup>3</sup>
<b>Mechanical Properties</b>	Metric	English
Tensile Strength, Ultimate	<u>1725</u> MPa	<u>250200</u> psi
	<u>2620</u> MPa	<u>380000</u> psi
	<u>3448</u> MPa	<u>500100</u> psi
Elongation at Break	4.80 %	4.80 %
Modulus of Elasticity	<u>72.4</u> GPa	<u>10500</u> ksi
Poissons Ratio	0.200	0.200
Shear Modulus	<u>30.0</u> GPa	<u>4350</u> ksi

Fuente: <http://www.matweb.com/search/QuickText.aspx>. [Citada el 28-02-2008]

## ANEXO B

### PROPIEDADES FÍSICAS Y MECÁNICAS DE LOS ALUMINIOS

Tabla 24. Comparación Aluminios

material	Resistencia a la corrosión		Fabricación mecánica			Características de soldados		
	General	Ruptura por stress debido a la corrosión	Soldabilidad en frío	Maquinabilidad	Latonabilidad	soldadura autógena	soldadura por electrodo	resistencia en punto y junta
2024-T3	D	C	C	B	D	C	B	B
6061-O	B	A	A	D	A	A	A	B
6061-T4	B	B	B	C	A	A	A	A
6061-T6	B	A	C	C	A	A	A	A
6061-T651	B	A	C	C	A	A	A	A
6061-T6511	B	A	C	C	A	A	A	A
7050-T7451	C	B	D	B	D	D	D	B
7075-O	-	-	-	D	D	D	D	B
7075-T6	C	C	D	B	D	D	D	B
7075-T651	C	C	D	B	D	D	D	B

**Notas:**

Los grados reflejan merecimiento. Aleaciones marcadas A tiene las mejores características

Resistencia a la corrosión: Las marcas A y B indican las aleaciones que pueden ser utilizadas sin protección en atmósferas industriales y costeras, las aleaciones marcadas C, D y E deben ser protegidas en las caras expuestas.

Ruptura por stress debido a la corrosión. Basada en pruebas de laboratorio, para las aleaciones marcadas como A no se conoce el momento de falla, para las aleaciones marcadas como B no fallaron en servicio pero se detecto que sufren fallas limitadas en pruebas, mientras que las aleaciones marcadas como C fallaron a transferencias sostenidas de stress al grano así como fallas de laboratorio.

Soldabilidad y latonabilidad: Un grado A designa a las aleaciones que son generalmente soldables mediante cualquier procedimiento o método comercial. B designa a las aleaciones que son soldables mediante un método especial, le recomendamos probar la aleación antes de proseguir con el proceso. C designa las aleaciones con soldabilidad limitada pro su creciente susceptibilidad a la fractura, perdida de resistencia a la corrosión y cambios mecánicos indeseables. D designa a las aleación para las cuáles no hay técnicas que provean un exitoso soldado

Tabla 25. Aluminio 6061-T6; 6061-T651

<b>Physical Properties</b>	Metric	English
Density	<u>2.70</u> g/cc	<u>0.0975</u> lb/in <sup>3</sup>
<b>Mechanical Properties</b>	Metric	English
Hardness, Brinell	95.0	95.0
Hardness, Knoop	120	120
Hardness, Rockwell A	40.0	40.0
Hardness, Rockwell B	60.0	60.0
Hardness, Vickers	107	107
Ultimate Tensile Strength	<u>310</u> MPa	<u>45.0</u> ksi
Tensile Yield Strength	<u>276</u> MPa	<u>40.0</u> ksi
Elongation at Break	12.0 %	12.0 %
	17.0 %	17.0 %
Modulus of Elasticity	<u>68.9</u> GPa	<u>10000</u> ksi
Notched Tensile Strength	<u>324</u> MPa	<u>47000</u> psi
Ultimate Bearing Strength	<u>607</u> MPa	<u>88000</u> psi
Bearing Yield Strength	<u>386</u> MPa	<u>56000</u> psi
Poissons Ratio	0.330	0.330
Fatigue Strength	<u>96.5</u> MPa	<u>14000</u> psi
Fracture Toughness	<u>29.0</u> MPa-m <sup>1/2</sup>	<u>26.4</u> ksi-in <sup>1/2</sup>
Machinability	50.0 %	50.0 %
Shear Modulus	<u>26.0</u> GPa	<u>3770</u> ksi
Shear Strength	<u>207</u> MPa	<u>30000</u> psi

Fuente: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatID=9391&ckck=1>.  
 [Citada el 28-02-2008]

Tabla 26. Aluminio 7075-T6; 7075-T651

<b>Physical Properties</b>	Metric	English
Density	<u>2.81</u> g/cc	<u>0.102</u> lb/in <sup>3</sup>
<b>Mechanical Properties</b>	Metric	English
Hardness, Brinell	150	150
Hardness, Knoop	191	191
Hardness, Rockwell A	53.5	53.5
Hardness, Rockwell B	87.0	87.0
Hardness, Vickers	175	175
Ultimate Tensile Strength	<u>572</u> MPa	<u>83.0</u> ksi
Tensile Yield Strength	<u>503</u> MPa	<u>73.0</u> ksi
Elongation at Break	11.0 %	11.0 %
	11.0 %	11.0 %
Modulus of Elasticity	<u>71.7</u> GPa	<u>10400</u> ksi
Poissons Ratio	0.330	0.330
Fatigue Strength	<u>159</u> MPa	<u>23000</u> psi
Fracture Toughness	<u>20.0</u> MPa-m <sup>1/2</sup>	<u>18.2</u> ksi-in <sup>1/2</sup>
	<u>25.0</u> MPa-m <sup>1/2</sup>	<u>22.8</u> ksi-in <sup>1/2</sup>
	<u>29.0</u> MPa-m <sup>1/2</sup>	<u>26.4</u> ksi-in <sup>1/2</sup>
Machinability	70.0 %	70.0 %
Shear Modulus	<u>26.9</u> GPa	<u>3900</u> ksi
Shear Strength	<u>331</u> MPa	<u>48000</u> psi

Fuente: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatID=9595>. [Citada el 28-02-2008]

## ANEXO C

### CARACTERISTICAS DE LOS ALUMINIOS

Tabla 27. Características de los aluminios

<b>1100</b>	La aleación comercial más trabajable, aun cuando no es tratable en caliente, la aleación 1100 tiene poca fuerza pero una alta resistencia a la corrosión, permite un anodizado satisfactorio, tiene buena soldabilidad y es apropiado para ser utilizado con latón o soldadura, cuando es maquinado tiende a la gomosis. Los usos típicos para este material son el finstock, almacenamiento de químicos, equipo de proceso, utensilios de cocina y trabajo general en hoja.
<b>2011</b>	Una aleación de libre maquinado tratable en caliente, la aleación 2011 es comparable favorablemente con el latón de corte libre, es la aleación mas apropiada para maquinado automático, torneado, cepillar, estampado. Esta aleación puede ser maquinada a alta velocidad. Su superficie es lisa y brillante, sus propiedades mecánicas y dureza son excelentes, tiene una razonable resistencia a la corrosión. Provee una razonable soldabilidad utilizado el método de resistencia, otros métodos no son recomendables.
<b>2024</b>	Tratable en caliente la 2024 es la aleación mas favorecida por la industria aeronáutica por su fuerza o dureza y Buena susceptibilidad al maquinado; sin embargo solo tiene una relativa resistencia a la corrosión. La única forma de unirlo es mediante el método de soldadura por resistencia, esta aleación no esta recomendada para latonado o soldado. Esta aleación es utilizada comúnmente para partes en aviación o para fuselajes.
<b>6061</b>	Esta aleación tratable en caliente provee Buena resistencia a la corrosión. Toma el terminado muy bien y es soldable fácilmente, la 6061 es tan fuerte como el acero medio haciéndola una aleación utilizada para usos generales. De fácil maquinado y al ser templada es muy trabajable, conservando sus cualidades si es tratada en caliente sin envejecerlo. Los usos finales de esta aleación incluyen la pistas de aterrizaje, embarcaciones, componentes estructurales y arquitectónicos, tanques de almacenamiento, señales de carreteras y muchas aplicaciones en equipo de transporte.
<b>6063</b>	Esta aleación tratable en caliente fue diseñada para la industria extractiva. Es la aleación más importante dentro del grupo de magnesio silicio. Su terminado después de ser extruida es muy bueno, convirtiéndola en una atractiva opción cuando la falta de un terminado final otorga una ventaja. Es muy favorecida por arquitectos ya que puede ser extruida en diseños muy intrincados, también es utilizada en mobiliario y la manufactura d escaleras.
<b>7050</b>	Una aleación tratable en caliente, la 7050 provee alta fuerza, dureza y resistencia a la corrosión y el stress del metal, es soldable únicamente mediante electrodos. Provee un maquinado razonable y es poco trabajable. Es mayormente utilizado es estructuras aeronáuticas y aplicación que requieren forjado.
<b>7075</b>	Esta aleación tratable en caliente es la mas fuerte y dura de todas las aleaciones de aluminio, sin embargo no es propia para aplicaciones que pueden sufrir fractura por dureza. Es utilizada para reforzar partes hechas con aluminio 2024. Posee buen maquinado pero razonable forjabilidad, no es muy trabajable. Puede ser soldado mediante electrodos. Es utilizada en fuselajes y estructuras aeronáuticas, aplicaciones que requieren resistencia en arquitectura, artillería y pertrechos militares, llaves y pequeños engranes.

Fuente: <http://www.luminum.com/es/data/dalloys.html>

## ANEXO D

### PLANEADORES PARA COMPARACIÓN DE CARACTERÍSTICAS

#### BEBE

Figura 48. Planeador Bebe

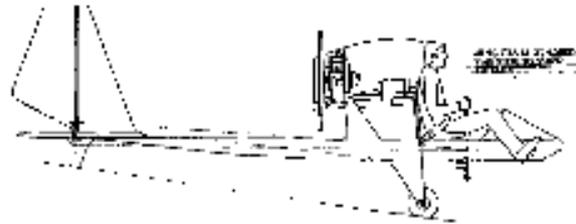


Tabla 28. Características planeador Bebe

SPECIFICATIONS	
<ul style="list-style-type: none"> <li>• SPAN — 29'-1/2"</li> <li>• CHORD — 46"</li> <li>• ASPECT RATIO — 7.6 -1</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• WING AREA — 107 SQ. FT.</li> <li>• AIRFOIL - UPPER SURFACE MODIFIED FX 72-MS-150 A</li> <li>• DESIGN LOAD FACTORS: 4.4 G'S. ULTIMATE 11.7 G'S.</li> </ul>
<p>WITH ROCKWELL J10, MODELL-230 ENGINE, SINGLE CYL., 2 CYCLE, WT: 29 LBS 15.5 HP @ 6000 RPM, 11.5 HP @ 4500 RPM. PROP: 36" DIA., 16" PITCH</p>	<p>WITH ROCKWELL J10, MODELL-395 ENGINE, SINGLE CYL., 2 CYCLE, WT: 59 LBS. 24.5 HP @ 5500 RPM, 22.0 HP @ 4500 RPM. PROP: 36" DIA., 20" PITCH.</p>
<p>EMPTY WT — 170 LBS.   PILOT WT — 180 LBS FUEL — 9 LBS   GROSS WT — 359 LBS WING LOADING — 3.35 LBS/SQ. FT. SPAN LOADING — 12.4 LBS POWER LOADING — 23.2 LBS/HP</p>	<p>EMPTY WT — 200 LBS   PILOT WT — 180 LBS FUEL — 18 LBS   GROSS WT — 398 LBS. WING LOADING — 3.71 LBS/SQ. FT. SPAN LOADING — 13.7 LBS POWER LOADING — 16.2 LBS/HP</p>
<p>PERFORMANCE (CALCULATED)</p> <p>TOP SPEED — 65 MPH CRUISE — 55 MPH RATE OF CLIMB — 300 FT/MIN. STALL — 26 MPH LANDING SPEED — 23 MPH FLIGHT DURATION — 1 HOUR, 20 MIN. (CRUISE)</p>	<p>PERFORMANCE (CALCULATED)</p> <p>TOP SPEED — 80 MPH CRUISE — 65 MPH RATE OF CLIMB — 600 FT/MIN. STALL — 28 MPH LANDING SPEED — 25 MPH FLIGHT DURATION — 3 HOURS (CRUISE)</p>

Fuente: <http://www.rcawsey.fsnet.co.uk/glinks.htm>. [Citado 1-03-2008]

## SWIFT LIGHT PAS

Figura 49. Lanzamiento swift



Fuente: <http://www.aeriane.com/File/flight%20manual.PDF>. [Citado 1-03-2008]

Es un planeador ala delta con superficies de control muy bien diseñado, para una sola persona, esta diseñado con una estructura tubular interna y una piel de compuesto , el piloto va casi acostado , muy facil de ensamblar en el momento de querer volar , su fuselaje se desensambla en 45 segundos.

### Características

Rango del peso del piloto : 55 a 100 kg

Vne : 120 km/h

Va: 85 Km/h

Vs: 37 km/h

Máximo factor de carga : +5,3g/-2,65g

Factor de seguridad : 1.5

## ANEXO E

### CLASE DE TUBOS DE ALUMINIO, BARRAS DE ALUMINIO Y COSTO

**6061-T6 Barra Rectangular De Aluminio**  
Piezas de 12 pies de largo

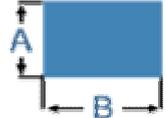


Tabla 29. Dimensiones y costo barra rectangular

DIMENSION A POR B EN PULGADAS	LIBRAS POR PIE	LIBRAS POR PIEZA
1-1/2 X 1-3/4	3.087	37.04
1-1/2 X 2	3.528	42.34
1-1/2 X 2-1/4	3.969	47.63

**6061-T6 Barra Redonda De Aluminio**  
Piezas de 12 pies de largo excepto las marcados RL

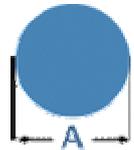


Tabla 30. Diámetro y costo barra redonda

DIMENSION EN PULGADAS	LIBRAS POR PIE	LIBRAS POR PIEZA
1-1/2	2.076	24.91
1-9/16	2.250	27.00
1-5/8	2.436	29.24
1-11/16	2.630	31.56
1-3/4	2.826	33.91
1-13/16	3.350	36.41
1-7/8	3.244	38.92
2	3.691	44.29
2-1/8	4.166	49.99

Fuente: <http://www.luminum.com/es/rod/>

## ANEXO F

### ELEMENTOS DE VUELO

#### TIPOS DE CASCOS

##### SPORT-LINK ENCLOSED FACE HELMETS

Figura 50. Casco sport



Este casco es muy cómodo para el piloto cuenta con un mecanismos de comunicación para estar en contacto directo con las personas que lo esperan en tierra. También con una visera de protección para los ojos y un diseño cómodo.

##### SPORT-LINK DETACH HELMETS



Este casco es mas sencillo y es recomendado por su bajo peso, cuenta con una correa para ajustar el casco y esta hecho con materiales especiales para que el piloto este cómodo.

Fuente: <http://www.aircraftspruce.com/catalog/avpages/sportlinkComm.php>

## ANEXO G

### TIPO DE SILLAS

#### ***PARA-CUSHION BACK™* Modelo 303**

El para cushion back modelo 303 es el mas utilizado por los deportistas, provee mucha flexibilidad y confortabilidad

Figura 51. Silla modelo 303



CARACTERISTICAS	
alto	60 Cm
ancho	40Cm
peso	6.5 Kg

#### ***PARA-CUSHION SEAT™* Modelo 304**

Este modelo es más rígido, haciendo que el piloto vaya mas en posición vertical.

Figura 52. Silla modelo 304



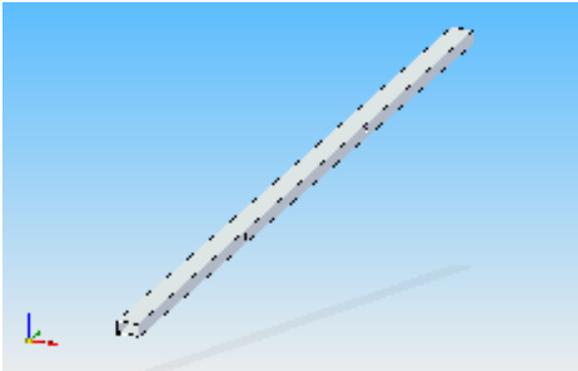
CARACTERISTICAS	
alto	60 Cm
ancho	30Cm
largo	40 Cm
peso	6.8 Kg

Fuente: <http://www.aircraftspruce.com/catalog/pspages/paracushion.php>

## ANEXO H

### VIGA PARA SOPORTAR EL ALA

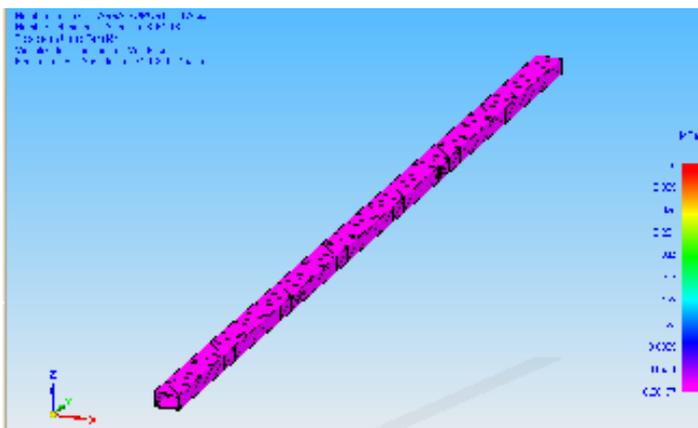
Figura 53. Soporte ala



Fuente: realizado en este trabajo

Al realizar la simulación en el programa solid edge v.19, se comprobó la resistencia de la viga al soportar la carga encontrada para la unión ala-fuselaje (ver tabla 7), el esfuerzo máximo que la viga presenta es de 0,405 Mpa

Figura 54. Simulación soporte

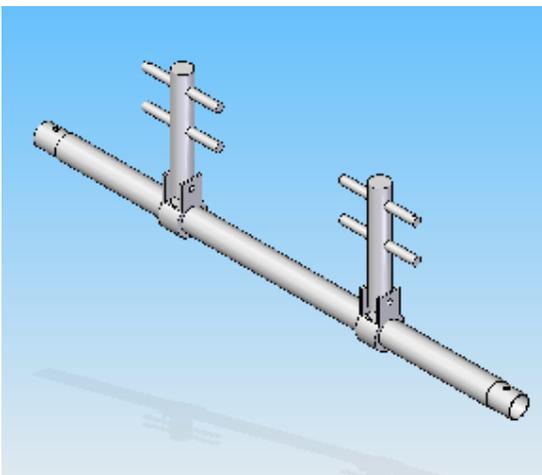


Fuente: realizado en este trabajo

## ANEXO I

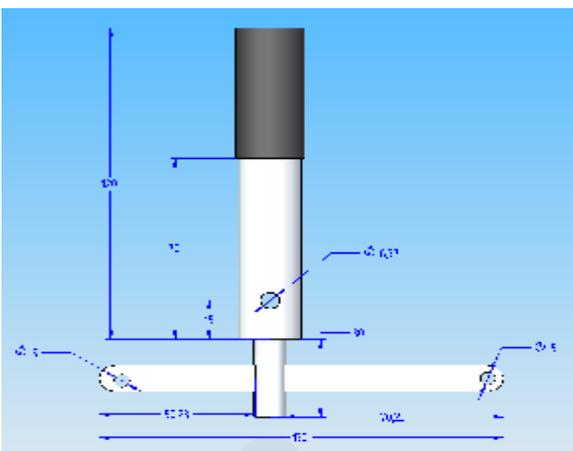
### MECANISMOS DE CONTROL

#### PEDALES



Fuente: realizado en este trabajo

#### PALANCA



Fuente: Obtenido por medio de Solid edge V19

