

**DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UNA AERONAVE EXPERIMENTAL  
TIPO ULTRALIVIANO SEGÚN NORMAS INTERNACIONALES  
FAR Y JAR**

**REINALDO ARANDA CHAPARRO  
BERCELY CHACON CUADRO  
YECITH PALMA PACHECO**

**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER  
FACULTAD DE CIENCIAS FÍSICO – MECÁNICAS  
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA  
BUCARAMANGA  
2005**

**DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN AERONAVE EXPERIMETAL TIPO  
ULTRALIVIANO SEGÚN NORMAS INTERNACIONALES FAR Y JAR**

**REINALDO ARANDA CHAPARRO  
BERCELY CHACON CUADRO  
YECITH PALMA PACHECO**

**Trabajo de Grado para optar al título de  
Ingeniero Mecánico**

**Director  
JORGE ENRIQUE MENESES  
Ingeniero Mecánico**

**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER  
FACULTAD DE CIENCIAS FÍSICO – MECÁNICAS  
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA  
BUCARAMANGA**

**2005**

## DEDICATORIA

A mi madre Leonor Chaparro, a mi abuela Paulina y a mis hermanas  
Que por su ejemplo me enseñaron  
Que el conocimiento es importante para la vida de todo ser humano.  
Por su paciencia para esperar este momento  
Y su apoyo durante toda una vida.

A todas las personas, que buscan el éxito en su vida  
Y que jamás se dan por vencidos,  
Porque siempre tomen en cuenta las palabras de Juan Antonio Razo

“con ánimo y entusiasmo nada podrá detener, no veas, no escuches, no hables de lo negativo, ve más lejos que lo demás y veras mas, sonríe a la adversidad y cambiaras tu destino ¡nunca te des por vencido!”

**Reinaldo**

**“Una idea carece de valor; hacer un avión tiene alguno; un vuelo vale por todo”**

**“Hacen falta víctimas”**

Otto Lilienthal

Inventor e ingeniero aeronáutico alemán

A mis padres, Roberto y Berta,  
por su confianza y su amor incondicional.

A mis hermanas, Maise, Betsy y Yudy,  
por ser como son.

A Carol,  
por quererme y soportarme.

A Tommy Lee,  
por las alegrías que me ha dado.

A Lina Maria,  
por ser el clon.

A Juvenal,  
que esta por llegar.

A mis amigos,  
por ayudarme a sobrellevar mi instancia en la universidad.

A Frank Lupo, Stephen J. Cannell y Lee David Zlotoff, que con sus historias sembraron en mí, la búsqueda de la creación ingenieril.

**Yeciht**

## DEDICATORIA

A Dios  
A mis padres, mi hermana  
A Paolita  
Por su gran esfuerzo, su apoyo  
Incondicional

**Bercely**

## **AGRADECIMIENTOS**

Los autores expresan sus agradecimientos:

**JORGE ENRIQUE MENESES** ingeniero mecánico, director del proyecto por su respaldo, confianza y colaboración oportuna.

**CENTRO HALLEY.** Por su credibilidad en nosotros, respaldo y apoyo.

**HENRY CRUZ.** Por su colaboración en todo lo que fue necesario desarrollar en el taller de metalmecánica de la escuela.

**HERNANDO MARTINEZ.** Por su valiosa colaboración y que Dios lo tenga en su gloria.

**JESUS VANEGAS.** Por su apoyo y colaboración activa en el proyecto.

**VICTOR CELIS.** Por el respaldo la confianza y el apoyo.

**HUMBERTO LIZCANO.** Por las innumerables horas de lija y esfuerzo por sacar adelante nuestro proyecto.

A los estudiantes de Ingeniería Mecánica por su colaboración.

A los auxiliares del laboratorio **FMS** por su colaboración y compañía durante la culminación del proyecto

A nuestros padres y familiares y todos nuestros amigos.

## CONTENIDO

	Pág.
INTRODUCCIÓN	1
1. OBJETIVOS	4
1.1. OBJETIVO GENERAL	4
1.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS	4
2. IMPORTANCIA Y ALCANCES DEL PROYECTO	5
2.1. DEFINICIÓN DE ULTRALIVIANO	6
2.2. CATEGORÍAS DE ULTRALIVIANOS	6
2.2.1 Clase 1 Paramotor	6
2.2.2 Clase 2 Planeador	6
2.2.3 Clase 3 Pendular	7
2.2.4 Clase 4 Multi eje	7
2.2.5 Clase 5 Autogiro	8
2.2.6 Clase 6 Dirigible o Aerostático	9
2.3 CLASIFICACIÓN Y PESO	9
2.3.1 Ultraliviano de una plaza	9
2.3.2 Ultraliviano de dos plazas	9
2.4 PROPUESTA 1: ULTRALIVIANO ALA ALTA, MOTOR TRACTOR.	10
2.4.1 Ventajas	11
2.4.2 Desventajas	11

2.5 PROPUESTA 2: ULTRALIVIANO ALA ALTA, MOTOR PUSHER	11
2.5.1 Ventajas	11
2.5.2 Desventajas	11
2.6. PROPUESTA 3: ULTRALIVIANO ALA BAJA, MOTOR TRACTOR	12
2.6.1 Ventajas	13
2.6.2 Desventajas	13
2.7 VENTAJAS Y DESVENTAJAS RESPECTO AL TREN	14
2.8 DESCRIPCIÓN DE LA PROPUESTA SELECCIONADA.	14
3. DISEÑO AERONÁUTICO DEL LILIENTHAL	18
3.1 REQUERIMIENTOS	18
3.2 PESO DEL AVIÓN - PRIMERA ESTIMACIÓN	18
3.3 ESTIMACIÓN DE LOS PARÁMETROS CRÍTICOS	26
3.4 COEFICIENTE DE SUSTENTACIÓN MÁXIMO	26
3.5 CARGA ALAR (W/S)	29
3.6. RELACIÓN EMPUJE-PESO (T/W)	32
3.7 SUMARIO DE PARÁMETROS CRÍTICOS DE RENDIMIENTO	42
3.8 CONFIGURACIÓN DEFINIDA	43
3.9 CONFIGURACIÓN GENERAL	43
3.10 CONFIGURACIÓN DEL FUSELAJE	49
3.11 LOCALIZACIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD-PRIMERA ESTIMACIÓN	49
3.12 TAMAÑO DEL TAIL VERTICAL Y HORIZONTAL	51
3.13 TAMAÑO DE LA HÉLICE	55

3.14 LOCALIZACIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD- PRIMERA ESTIMACIÓN	58
3.15 ESTIMACIÓN DEFINITIVA DEL PESO	62
3.16 ANÁLISIS DE RENDIMIENTO	66
3.16.1 Curva de potencia requerida Vs. Potencia disponible	66
3.17 RATA DE ASCENSO	67
3.18 VELOCIDAD DE PÉRDIDA	68
3.19 DISTANCIA DE ATERRIZAJES	68
3.20 DISTANCIA DE DESPEGUE	71
3.21 OPTIMIZACIÓN DEL DISEÑO	72
4. DETERMINACIÓN DE LAS CARGAS DE DISEÑO DEL ALA DEL LILIENTHAL	78
4.1 DEFINICIONES	78
4.2 EL DIAGRAMA V-N	79
4.2.1 Generalidades	79
4.2.2 Factores de carga límite	82
4.2.3 Factores de carga de ráfagas	82
4.2.3 Diagrama v-n sin considerar cargas de ráfaga	82
4.2.4 Diagrama v-n considerando cargas de ráfaga	83
4.2.5 Distribución de coeficientes de sustentación a lo largo del ala	84
5. DETERMINACIÓN DE LAS CARGAS EN LAS SUPERFICIES DE CONTROL	90
5.1 CARGAS SOBRE EL EMPENAJE	90
5.1.2 Estabilizador horizontal	90
5.1.3 Estabilizador vertical	91

6. DETERMINACIÓN DE LAS CARGAS DEL TREN	92
6.1 RUEDA NARIZ Y TREN PRINCIPAL EN CONTACTO CON EL PISO	91
6.1.1 Cargas sobre las ruedas principales (ambas ruedas)	93
6.1.2 Cálculos sobre la rueda nariz	94
6.2 CUANDO LA RUEDA NARIZ APENAS TOCA EL PISO	94
6.2.1 El avión esta soportado por las dos ruedas principales:	94
6.2.2 Reacciones de las dos ruedas principales	95
6.3 CONDICIONES PARA AVIONES CON RUEDA NARIZ	96
6.3.1 Cargas hacia atrás	96
6.3.2 Cargas hacia delante	96
7. MODELADO Y SIMULACIÓN	97
7.1 MODELADO Y SIMULACIÓN DE LA ESTRUCTURA DEL FUSELAJE	97
7.2 MODELADO Y SIMULACIÓN DE LAS ALAS	101
7.3 MODELADO Y SIMULACIÓN DEL TREN	101
7.3.1 Tren principal	106
7.3.2 Tren de nariz	111
8. CONSTRUCCIÓN	122
8.1 CONSTRUCCIÓN DE LA ESTRUCTURA	122
8.2 CONSTRUCCIÓN DE LAS ALAS	123
8.3 CONSTRUCCIÓN DE LOS PERFILES	124
8.4 CONSTRUCCIÓN DEL FUSELAJE	125
8.5 CONSTRUCCIÓN DEL TREN	125
8.6. CONSTRUCCIÓN DE EMPENAJE Y SUPERFICIES DE CONTROL	126

8.7 OTROS DETALLES CONSTRUCTIVOS	127
9. INTRODUCCIÓN A LA AERODINÁMICA	131
9.1 EFECTO VENTURA	133
9.2 PORQUE VUELAN LOS AVIONES	134
9.3 FUERZAS QUE ACTUAN EN VUELO	135
9.4 SUSTENTACIÓN	136
9.5 ÁNGULO DE INCIDENCIA	137
9.6 ÁNGULO DE ATAQUE	138
9.7 FACTORES QUE AFECTAN LA SUSTENTACIÓN	139
9.7.1 La forma del perfil del ala	139
9.7.2 La superficie alar	140
9.7.3 La densidad del aire	140
9.7.4 La velocidad del viento relativo	140
9.7.5 El ángulo de ataque	140
9.8 CENTRO DE PRESIONES	141
9.9 CENTRO DE GRAVEDAD	142
9.10 RESISTENCIA	143
9.11 EMPUJE O TRACCIÓN	144
9.12 ESTRUCTURA DEL AVIÓN	145
9.12.1 Generalidades	146
9.13 LAS ALAS	148
9.14 SUPERFICIES DE CONTROL	152
9.14.1 Alerones	152
9.14.2 Timón de profundidad	153

9.14.3 Timón de dirección	155
10. DISEÑO AERONÁUTICO	156
10.1 LA FILOSOFÍA DE DISEÑO DE AVIONES	156
10.2 FASES DEL DISEÑO DE AVIONES	156
10.3 DISEÑO CONCEPTUAL	157
10.4 DISEÑO PRELIMINAR	157
10.5 DISEÑO DE DETALLES	157
10.6 PUNTOS CONCEPTUALES EN EL DISEÑO AERONÁUTICO	158
10.7 REQUERIMIENTO	159
10.8 PESO DEL AVIÓN - PRIMERA ESTIMACIÓN	159
10.9 PARÁMETROS CRÍTICOS	160
10.10 CONFIGURACIÓN DEFINIDA	160
10.11 ESTIMACIÓN DEFINITIVA DEL PESO	160
10.12 ANÁLISIS DEL RENDIMIENTO AERONÁUTICO	160
10.13 OPTIMIZACIÓN	161
11. DISEÑO ESTRUCTURAL	162
11.1 DISEÑO DE LA ESTRUCTURA MEDIANTE EL CRITERIO DE TOLERANCIA AL DAÑO	162
11.2 EVALUACIÓN DE LA TOLERANCIA AL DAÑO DE ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS	163
11.2.1 Requerimientos de la norma FAR-23 referentes a la tolerancia al daño	163
11.3 ELEMENTOS ESTRUCTURALES PRINCIPALES	166
11.3.1 Elementos estructurales críticos	166
11.3.2 Estructura principal	166

11.3.3 Estructura secundaria	166
11.4 CAMINO DE CARGA SIMPLE	167
11.5 CAMINO DE CARGA MÚLTIPLE	167
11.6 CONFIABILIDAD	167
11.7 FALLA	167
11.8 DAÑO EN MÚLTIPLES SITIOS	167
11.9 EL PROCESO DE EVALUACIÓN DE LA TOLERANCIA AL DAÑO	168
11.9.1 Etapa de preparación	168
11.9.2 La etapa de evaluación	169
11.9.3 Consideraciones de inspección	171
11.9.4 Tipo y magnitud del daño	171
11.9.5 Inspección no destructiva	175
CONCLUSIONES	176
RECOMENDACIONES	178
BIBLIOGRAFÍA	179
ANEXOS	180

## LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Diámetro y espesores de llanta	61
Tabla 2. Parámetros estimados	63
Tabla 3. Parámetros definidos	64
Tabla 4. Iteración de parámetros	65
Tabla 5. Parámetros a optimizar	73
Tabla 6. Parámetros optimizados	74
Tabla 7. Nueva iteración para calcular el peso del tren y de los accesorios	75
Tabla 8. Cargas sobre el ala	87

## LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Paramotor	6
Figura 2. Planeador	7
Figura 3. Trike	7
Figura 4. Avión ultraligero ala alta	8
Figura 5. Autogiro	8
Figura 6. Dirigibles	9
Figura 7. Avión ultraliviano ala alta	10
Figura 8. Avión ala alta con motor pusher	11
Figura 9. Avión ala baja	12
Figura 10. Avión ultraliviano con tren de triciclo	13
Figura 11. Aviones ultralivianos con tren patín de cola y tren tipo triciclo	14
Figura 12. Lilienthal vista lateral	15
Figura 13. Lilienthal tren tipo triciclo	15
Figura 14. Detalle estructura y perfiles del Lilienthal	16
Figura 15. Detalle superficies de control del Lilienthal	16
Figura 16. Detalle del Lilienthal	17
Figura 17. Altitud Vs. Tiempo de vuelo	18
Figura 18. Coeficiente de sustentación vs coeficiente de momento	27
Figura 19. Motor rotax 912	46
Figura 20. Curva potencia VS Velocidad	67

Figura 21. Curva Altura VS rata de ascenso	68
Figura 22. Curva potencia VS Velocidad	76
Figura 23. Diagrama v-n	79
Figura 24. Diagrama de Velocidad vs. factor de carga	85
Figura 25. Vórtices en las puntas del ala	86
Figura 26. Coeficiente de sustentación vs. Longitud del ala	88
Figura 27. Carga Vs Longitud del ala	88
Figura 28. Cargas sobre las ruedas principales	93
Figura 29. Cargas sobre ruedas principales	94
Figura 30. Cargas sobre el tren de nariz	96
Figura 31. Cargas hacia delante en el tren de nariz	96
Figura 32. Estructura base	97
Figura 34. Simulación de la estructura	98
Figura 34. Detalle de la zona crítica	98
Figura 35. Prueba de carga con bajo peso	99
Figura 36. Prueba de carga al máximo	36
Figura 37. Estructura del fuselaje	101
Figura 38. Distribución del ala	101
Figura 39. Detalle de montaje de las alas	102
Figura 40. Detalle de las vigas del ala	102
Figura 41. Simulación del ala	103
Figura 42. Deformación	103
Figura 43. Factor de seguridad	104
Figura 44. Esfuerzos alternantes	105

Figura 46. Factor de seguridad para carga oscilante	106
Figura 47. Tren principal	107
Figura 48. Detalle de montaje	107
Figura 49. Esfuerzos alternantes	108
Figura 50. Deformaciones	108
Figura 51. Vida	109
Figura 52. Factor de seguridad	109
Figura 53. Esfuerzos alternantes momento de aterrizaje	110
Figura 54. Vida	110
Figura 55. Factor de seguridad	111
Figura 56. Tren de nariz	111
Figura 57. Detalle de montaje tren de nariz	112
Figura 58. Esfuerzos alternantes del apoyo de llanta delantera	112
Figura 59. Factor de seguridad	113
Figura 60. Vida	113
Figura 61. Panorama general del ensamble	114
Figura 62. Tanque de combustible	114
Figura 63. Estructura del alerón	115
Figura 64. Estructura flaps	115
Figura 65. Detalle de montaje de las superficies de control	116
Figura 66. Detalle de los mandos	116
Figura 67. Montaje del empenaje	117
Figura 68. Esfuerzos alternantes en la estructura de anclaje del motor	117
Figura 69. Deformaciones	118

Figura 70. Factor de seguridad	118
Figura 71. Vida	119
Figura 72. Modelado de la carena.	119
Figura 73. Modelado del avión	120
Figura 74. Detalle vista superior del Lilienthal	120
Figura 75. Detalle vista frontal	121
Figura 76. Detalle de la estructura	122
Figura 77. Prueba de Carga	123
Figura 78. Detalle constructivo de las alas	123
Figura 79. Detalle alas	124
Figura 80. Detalle del perfil NACA 65018	124
Figura 81. Fuselaje del Lilienthal	125
Figura 82. Detalle de fuselaje y tren	126
Figura 83. Estabilizador horizontal	126
Figura 84. Timón de cola	127
Figura 85. Detalle del firewall	128
Figura 86. Detalles del forrado del fuselaje	129
Figura 87. Lijado del fuselaje	129
Figura 88. Acabado del fuselaje	130
Figura 89. Detalle general del Lilienthal	130
Figura 90. Líneas de corriente	131
Figura 91. Perfil	132
Figura 92. Teorema de Bernoulli	133
Figura 93. Efecto Ventura	134

Figura 94. Presión vs. Velocidad	134
Figura 95. Fuerzas que actúan en vuelo	136
Figura 96. Perpendicularidad de la sustentación	137
Figura 97. Angulo de incidencia	138
Figura 98. Angulo de ataque y viento relativo	138
Figura 99. La sustentación es perpendicular al viento relativo	139
Figura 100. Coeficiente de sustentación vs. Ángulo de ataque	141
Figura 101. Centro aerodinámico	141
Figura 102. Limites de desplazamiento del centro aerodinámico	142
Figura 103. Centro de gravedad	142
Figura 104. Dirección y sentido de la resistencia	143
Figura 105. Dirección y sentido del empuje.	145
Figura 106. Estructura del avión	146
Figura 107. Terminología general de los elementos del ala	148
Figura 108. Flecha del ala	151
Figura 109. Ángulos diedros	151
Figura 110. Algunas formas de las alas	151
Figura 111. Alerones y mando de control	152
Figura 112. Funcionamiento de los alerones	153
Figura 113. Timón de profundidad y mando de control	154
Figura 114. Funcionamiento del timón de profundidad	154
Figura 115. Timón de dirección y pedales de control	155
Figura 116. Funcionamiento del timón de dirección	155
Figura 117. Diagrama de flujo para el diseño aeronáutico.	158

Figura 118. Especificaciones para las grietas iniciales	174
Figura 119. Capacidad de detección de algunos métodos NDI	175

## LISTA DE ANEXOS

	Pág.
Anexo A. Sistema de combustible	181
Anexo B. Esquema de controles	183
Anexo C. Normas FAR	187
Anexo D. Planos	265

## LISTA DE SÍMBOLOS

$W_{TO}$	Peso de despegue	$V_{CL}$	Rate of climbs in Miles per Hour
$W_E$	Peso en vacío	$\eta_P$	Propeller efficiency
$W_F$	Mission Fuel Weight	$C_P$	Specific Fuel Consumption
$W_{PL}$	Peso por carga	$\left(\frac{L}{D}\right)_{CL}$	Lift-to-Drag Ratio at Climb
$W_{OE}$	Peso de operación en vacío	$R_{CR}$	Range in Miles
$W_{TFO}$	Trapped Fuel and Oil	$\left(\frac{L}{D}\right)_{CR}$	Lift-to-Drag Ratio at Cruise
$W_{TOguess}$	Guess Takeoff Weight	$W_6$	Weight at the end of Loiter and Beginning of Descent
$W_{OEtent}$	Tentative Operating Empty Weight	$E_{ltr}$	Loitering Time in Hours
$W_{CREW}$	Crew Weight	$V_{ltr}$	Loiter Speed Miles per hour
$A$	Regression Intercept Coefficient	$\left(\frac{L}{D}\right)_{ltr}$	Lift-to-Drag Ratio at Loiter
$B$	Regression Slope Coefficient	$W_7$	Weight at the end of Descent and beginning of landing
$W_1$	Mission Phase Begin Weight	$W_8$	Weight at the end of the Mission
$W_2$	Weight at the end of Taxi and Begin of Takeoff	$M_{ff}$	Mission Fuel Fraction
$W_3$	Weight at the end of Takeoff and Beginning of Climb	$W_{Fused}$	Fuel Used During Mission
$W_4$	Weight at the end of Climb and Beginning of Cruise	$S$	Wing Area
$W_5$	Weight at the end of Cruise and Beginning of loiter	$P_{TO}$	Takeoff Power
$E_{CL}$	Time to climb in hours		

$C_{L_{MAX TO}}$	Maximum Required Lift Coefficient at Takeoff (clean)	$S_L$	Total Landing Distance
$C_{L_{MAX L}}$	Maximum Required Lift Coefficient for Landing (clean)	$(W/S)_L$	Wing Loading at Landing
$W/P$	Power Loading	$W_L$	Design Landing Weight
$C_{L_{MAX}}$	Máximo coeficiente de sustentación	$P_{reqd}$	Power Required at a Particular Speed and Altitude
$W/S$	Carga alar	$SHP$	Shaft Horsepower
$V_S$	Power-off Stall Speed	$\rho$	Density of Air
$V_{SL}$	Stall Speed at Landing	$C_{D_i}$	Induced Drag
$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$	Wing Loading at Takeoff	$I_P$	Power Index
$V_{TO}$	Takeoff Speed	$\sigma$	Relative Density
$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$	Relación peso potencia	$V_{Cr}$	Cruise Speed
$C_{D_G}$	Aerodynamic Drag Coefficient	$C_D$	Drag Coefficient
$\mu_G$	Ground Friction Coefficient	$C_{D_o}$	Zero Lift Drag Coefficient
$S_{TOG}$	Takeoff Ground Run	$A$	Wing Aspect Ratio
$TOP_{23}$	Factor de despegue	$e$	Oswald (Span) Efficiency Factor
$C_{L_{To}}$	Maximum Lift Coefficient at Lift-off	$C_L$	Coefficient of Lift
$S_{TO}$	Airborne Take-off Distance	$f$	Parasite Area
$S_{LG}$	Refers to the Landing Ground Distance Run	$S_{wet}$	Wetted Area
$V_A$	Approach Speed	$RC$	Rate of Climb
		$RCP$	Rate of Climb Parameter
		$P_{MAXcont}$	Maximum Continuous Power
		$CGR$	Climb Gradient
		$CGRP$	Climb Gradient Parameter

$C_{L_{CLIMB}}$  Coefficient of Lift at Climb

$\left(\frac{L}{D}\right)_{CLIMB}$  Lift to Drag Ratio at Climb

$s_a$  Approach Distance

$s_f$  Landing Flare Distance

$s_g$  Ground Roll

$j = 1.15$  Touch Down Velocity Factor

$N = 3 \text{ sec}$  Time Increment for Free Roll

$\mu_r = 0.4$  Runway Friction Coefficient

$s_L$  Total Landing Distance

$V_{LO}$  Lift-off Speed

$T_A$  Thrust Available

$\theta_{OB}$  Included Flight Path Angle at  
Takeoff

$s_a$  Airborne Distance

$s_{TO}$  Total Takeoff Distance

## RESUMEN

### TÍTULO:

**DISEÑO Y CONSTRUCCION DE UNA AERONAVE EXPERIMENTAL TIPO ULTRALIVIANO SEGÚN LAS NORMAS INTERNACIONALES FAR Y JAR\***

**AUTORES:** REINALDO ARANDA CHAPARRO  
BERCELY CHACÓN CUADRO  
YECITH PALMA PACHECO\*\*

### PALABRAS CLAVES:

Diseño, Construcción, Aeronave, Ultraliviano,

### DESCRIPCIÓN

Este proyecto surge por el interés de explorar y de estudiar en profundidad acerca de la aeronáutica. Además de buscar dar un paso en el desarrollo de la industria de la aviación; por lo cual se decidió construir una aeronave experimental tipo ultraliviano que cumpliera con los dictámenes impuestos en normas internacionales, como son la FAR y JAR. Estas normas demarcan una serie de parámetros para la construcción de aeroplanos.

La realización del mismo, se basa en los principios básicos de aerodinámica, resistencia de materiales enfocada a la construcción de aviones en general, así como otros trabajos en el área. Además se hicieron algunos estudios preliminares que enriquecieron el proceso de diseño del mismo a partir de herramientas computacionales de tipo **CAD CAE**, tales como **Solid Edge** y **Ansys Workbench** donde se hicieron modelados tridimensionales y análisis por elementos finitos que permitieron determinar su comportamiento estructural y aerodinámico y que en últimas contribuyeron a la construcción y el montaje de cada uno de sus componentes, de forma adecuada.

El resultado es un avión tipo ultraliviano con espacio para dos personas con una amplia capacidad de carga, con respecto a su categoría. Igualmente el impacto social de la construcción de este tipo de aeronaves es considerable ya que puede utilizarse para una gran variedad de aplicaciones, tales como transporte, reconocimiento ó fumigación, con consumos de combustible a bajo costo. Este ultraliviano tiene una gran estabilidad aerodinámica y estructural, lo cual representa una gran confiabilidad a la hora de volar así como la promoción de la industria de este tipo en Santander.

---

\* Proyecto de Grado

\*\* Facultad de Ingenierías Físico – Mecánicas. Escuela de Ingeniería Mecánica, Ing. JORGE MENESES

## SUMMARY

### TITLE:

**DESING AND CONSTRUCTION OF AN EXPERIMENTAL AEROPLANE, ULTRALIGHT TYPE, ACCORDING TO THE INTERNATIONAL FAR AND JAR RULES**

**AUTHORS:** REINALDO ARANDA CHAPARRO  
BERCELY CHACÓN CUADRO  
YECITH PALMA PACHECO\*\*

### KEY WORDS

Design, construction, aero plane, ultra light.

### DESCRIPTION:

This project has arisen of the interest in exploring and studying in a very specific way about aeronautics. Besides it looks for the development of the aviation industry; with that purpose it was decided to construct an experimental aero plane ultra light type that carries out the international reports as **FAR** and **JAR**. These rules delimit a series of parameters to the aero planes' construction

Its execution is based on the basic principles of aerodynamics, strength of materials focused on airplanes construction in general, as well as other researches made on the area. In addition, they were made preliminary studies with computer programs **CAD – CAE** type like Solid Edge and Ansys Workbench (three-dimensional modeling and analysis by finite elements) that improved the design process of the ultra light. These analyses allowed to determine its structural and aerodynamics behavior; besides this, they contributed in the correct construction and assembling of its components.

The result is an aero plane ultra light type with room for two people and with a wide carrying capacity with regard to its category; at the same time, there is a great social impact in the construction of this kind of planes since it could be used in a variety of fields as transportation, fumigation or reconnaissance plane whit a cheap fuel consumption. This special ultra light model has a large structural and aerodynamic stability, advantages when flying. In the same way it promotes this industry in Santander.

---

\* Thesis

\*\*Faculty of Physical – Mechanical engineering's, Mechanical Engineering School, Eng. JORGE MENESES

## INTRODUCCIÓN

El aire, ése medio invisible y escurridizo ha servido al hombre para descubrir su mundo ayudándole a conquistar las alturas y poniendo a prueba su curiosidad; incluso desde la antigüedad, los chinos probaban sus grandes cometas en túneles de vientos naturales formados en las laderas costeras para que la brisa constante las hiciese volar para poder ver sus efectos y así poder mejorarlas; a medida que transcurría el tiempo con los estudios de movimiento en la atmósfera de los griegos, la aviación moderna de Davinci, los conceptos de Newton para la predicción de las distribuciones de presión, entre otros lograron que Otto Lilienthal pudiera medir la sustentación y la resistencia del aire sentando las bases científicas que aprovecharon y materializaron los hermanos Wright haciendo posible el sueño del hombre de volar.

En los últimos años, el desarrollo de aplicaciones computacionales en el campo de la ingeniería, ha originado un cambio total en el diseño y construcción de aviones, permitiendo modelar un sinnúmero de situaciones o posibles problemas y dar a su vez soluciones concretas que permitan el desarrollo de la aeronáutica logrando prototipos funcionales, que satisfagan las necesidades del hombre dando cabida a nuevas investigaciones y al cubrimiento de nuevas exigencias.

Las anteriores razones fueron incentivos para el desarrollo de la presente tesis titulada “Diseño y construcción de una aeronave experimental tipo ultraliviano según normas internacionales” donde se desarrolla un prototipo que ofrece aplicaciones en diversidad de campos como el transporte, reconocimiento, fumigación entre otras.

El capítulo 1 tiene como finalidad presentar los objetivos del proyecto

El capítulo 2 se presenta la importancia y los alcances del proyecto, haciendo una breve descripción de los diferentes conceptos de ultraliviano, mostrando las alternativas posibles por la que pudo haberse desarrollado el proyecto y finalmente la escogida con una descripción y ventajas del mismo.

El capítulo 3 muestra una serie de conceptos claves para el diseño aeronáutico, donde se muestra una serie de parámetros para la configuración preliminar.

El capítulo 4 habla acerca de los procedimientos que se llevaron a cabo para determinar las cargas en las alas y poder determinar las zonas críticas en la estructura del avión.

En el capítulo 5 al igual que el capítulo anterior se presenta cómo se determinaron las cargas en las superficies de control, que en últimas son las que determinan la maniobrabilidad del avión y su control.

El capítulo 6 muestra el cálculo de las cargas referente al tren de aterrizaje el cual puede ser un aspecto crítico debido a que sobre él se encuentra apoyada la estructura de la aeronave.

El capítulo 7 comprende el modelado y la simulación de la estructura haciendo uso de programas de tipo CAD y CAE aprobando de forma definitiva el diseño y dando paso al proceso de construcción y montaje del mismo.

Finalmente el capítulo 8 muestra los detalles más relevantes del proceso de construcción.

Se incluye como anexos esquema de combustible, controles, planos y fotocopia de las normas **FAR y JAR**.

## **1. OBJETIVOS**

### **1.1. OBJETIVO GENERAL**

Diseñar y Construir una aeronave tipo ultraliviano, haciendo un diseño estético y funcional.

### **1.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

- Elaborar el diseño utilizando **CAD**, **CAE** y luego, someterlo a una simulación, por medio de software especializado en el campo aerodinámico.
- Investigar y contextualizar las normas que rigen la construcción de este tipo de aeronaves (FAR y JAR).
- Calcular y seleccionar el sistema de potencia (motor) y hélice, Diseñar y construir el sistema de elevación y sustentación del ultraliviano, Diseñar y construir el sistema de dirección, sistema de aterrizaje y el sistema de control del ultraliviano, Diseñar y construir la estructura del ultraliviano.

## 2. IMPORTANCIA Y ALCANCES DEL PROYECTO

Actualmente en el área del oriente colombiano, no existe ninguna entidad que se encargue de la construcción y comercialización de este tipo de aeronaves; son pocas las personas que practican el vuelo en ultraliviano, esto debido al poco conocimiento y no existencia de aparatos de este tipo; aunque abundan personas que practican otro tipo de deportes aéreos como son el parapentismo y aeromodelismo, por lo que cabe suponer que hay un gran potencial en este sector.

Para volar el ultraliviano, se necesita tener ciertos conocimientos de vuelo y haber realizado curso de vuelo en algún club aéreo, el cual debe certificar que el ultraliviano y el piloto cumplen los requisitos básicos para el vuelo de este tipo de aeronaves.

El ultraliviano cumplirá con las siguientes características:

- Normas establecidas por los clubes aéreos.
- Fácil montaje y desmontaje; sin la necesidad de aparatos sofisticados.
- Despeje y aterrizaje en un campo irregular y de corta longitud.
- Cumple con todas las normas de seguridad para este tipo de aparatos y sistemas de medición necesarios para el vuelo.

Con la realización de este proyecto se pretende buscar otros tipos de actividades que puedan desarrollarse con esta aeronave a un futuro próximo con ciertas modificaciones como son: la fumigación, observación aérea y transporte de carga pequeña a lugares de difícil acceso y no solo utilizarlo en forma recreativa como se hace hoy en día.

## 2.1. DEFINICIÓN DE ULTRALIVIANO

Avión de concepción simplificada, monoplaza o biplaza, de peso inferior a 750 Kg., equipado con un pequeño motor.

## 2.2. CATEGORÍAS DE ULTRALIVIANOS

**2.2.1. Clase 1 Paramotor.** Aeronave sostenida por una vela suave no estructurada de tipo parapente propulsada por un motor.

Figura 1. Paramotor



Fuente: [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

**2.2.2. Clase 2 Planeador.** Aeronave no propulsada multi eje de alas largas de vuelo a vela o planeo que aprovecha las térmicas o corrientes ascendentes para subir.

Figura 2. Planeador



Fuente: [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

**2.2.3. Clase 3 Pendular.** Aeronave sostenida por un ala rígida estructurada, bajo la cual se halla colgado un carro motorizado.

Figura 3. Trike



Fuente: [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

**2.2.4. Clase 4 Multi eje.** Aeronave motorizada caracterizada por tener su ala y cuerpo o casco integrado en una estructura fija.

Figura 4. Avión ultraligero ala alta



Fuente: [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

**2.2.5. Clase 5 Autogiro.** Aeronave cuyo plano rotatorio permite su sustentación y cuya carga retórica máxima esta comprendida entre 4,5 y 12 Kg./m<sup>2</sup>.

Figura 5. Autogiro



Fuente: [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

**2.2.6. Clase 6 Dirigible o Aerostático.** Aeronave donde el volumen del casco de helio es igual o inferior a  $900 \text{ m}^3$ . El volumen del casco de aire caliente es inferior o igual a  $2000 \text{ m}^3$ .

Figura 6. Dirigibles



Fuente: [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

## **2.3 CLASIFICACIÓN Y PESO**

### **2.3.1 Ultraliviano de una plaza**

- Ultraliviano para un solo ocupante.
- Si no es propulsado peso vacío de menos de 70 Kg (155 Lb)
- Propulsado peso Vacío máximo de operación (PBM) DE 285 Kg.

### **2.3.2 Ultraliviano de dos plazas**

- Ultraliviano para dos ocupantes
- Propulsado peso Vacío máximo de operación (PBM) DE 750 Kg.

Esta aeronave, tendrá los siguientes sistemas que la conformaran:

- Sistema de elevación y sustentación
- Sistema de Dirección
- Sistema de Control
- Sistema del Tren de Aterrizaje
- Estructura o Fuselaje

Y según la configuración de los diferentes sistemas se tendrán diversas alternativas

En referencia a lo consultado en libros, manuales y en la red se presentan las siguientes alternativas de diseño.

#### **2.4 PROPUESTA 1: ULTRALIVIANO ALA ALTA, MOTOR TRACTOR.**

Figura 7. Avión ultraliviano ala alta



Fuente: [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

La posición del ala respecto a la estructura es alta y el motor hala la aeronave.

### 2.4.1 Ventajas

- El peso del motor esta en el frente, que ayuda a mover el centro de gravedad hacia adelante y ayuda a disminuir el tamaño del tail.
- La hélice trabaja con flujo libre de perturbaciones.
- El flujo de enfriamiento hacia el motor es más efectivo.

### 2.4.2 Desventajas

- El flujo turbulento después de la hélice, daña la calidad del flujo del aire sobre la raíz del ala y fuselaje.
- Al incrementar la velocidad, aumenta el factor de fricción sobre a la piel, debido al flujo turbulento de la hélice.

## 2.5. PROPUESTA 2: ULTRALIVIANO ALA ALTA, MOTOR PUSHER.

Figura 8. Avión ala alta con motor pusher



Fuente: [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

Este diseño permite anclar el motor a la estructura de tal manera que la empuje.

### 2.5.1 Ventajas

- La alta calidad del flujo sobre el ala y el fuselaje.
- El aire absorbido por la hélice, mejora el gradiente de presión en la parte trasera del fuselaje, lo que permite que el ángulo de cierre de fuselaje no sea pequeño (mejora la capa límite).
- El área de la cabina se reduce.
- El campo visual del piloto mejora.

### 2.5.2 Desventajas

- El peso del motor está atrás, lo que atrasa el centro de gravedad, por lo tanto reduce la estabilidad longitudinal.
- La hélice está más propensa a daños, en despegue y aterrizaje.
- Los problemas para enfriar el motor son más severos.

## 2.6. PROPUESTA 3: ULTRALIVIANO ALA BAJA, MOTOR TRACTOR.

Figura 9. Avión ala baja



Fuente: [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

La posición del ala respecto a la estructura es baja y el motor hala la aeronave.

### 2.6.1 Ventajas

- El peso del motor esta en el frente, que ayuda a mover el centro de gravedad hacia adelante y ayuda a disminuir el tamaño del tail.
- La hélice trabaja con flujo libre de perturbaciones.
- El flujo de enfriamiento hacia el motor es más efectivo.

Figura 10. Avión ultraliviano con tren de triciclo



Fuente: [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

### 2.6.2 Desventajas

- El flujo turbulento después de la hélice, daña la calidad del flujo del aire sobre la raíz del ala y fuselaje.
- Al incrementar la velocidad, aumenta el factor de fricción sobre a la piel, debido al flujo turbulento de la hélice.

## 2.7 VENTAJAS Y DESVENTAJAS RESPECTO AL TREN.

Respecto al tren tenemos que el tren con patín de cola presenta el inconveniente de proveer de escasa visibilidad en el momento del rodaje, el triciclo soluciona el problema anterior y además desplaza un poco hacia delante el centro de gravedad permitiendo más estabilidad en el avión.

Figura 11. Aviones ultralivianos con tren patín de cola y tren tipo triciclo



Fuente: [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

## 2.8 DESCRIPCIÓN DE LA PROPUESTA SELECCIONADA.

Después de haber analizado las propuestas anteriores, se determinó que la mejor opción para la elaboración del “**PROYECTO LILIENTHAL**” (llamado así por ser el nombre que se le dio al avión en honor a uno de los pioneros de la aviación Otto Lilienthal) se escogió la número tres, por su estética, facilidad en el diseño y fabricación además, presenta buena rigidez.

El Lilienthal emplea un motor tractor, esto implica la ubicación del tanque de gasolina en la parte trasera, para una distribución adecuada del peso, como se muestra en la siguiente figura:

Figura 12. Lilienthal vista lateral



Fuente: [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

El Sistema del Tren de Aterrizaje, es tipo triciclo lo que permite que su centro de gravedad tenga un mayor rango, también proporciona una excelente estabilidad entre las partes y buena visibilidad durante el rodaje.

También tiene un amplio compartimiento de carga para dar comodidad y espacio a la cabina, con ventanas que permite una gran visual al piloto.

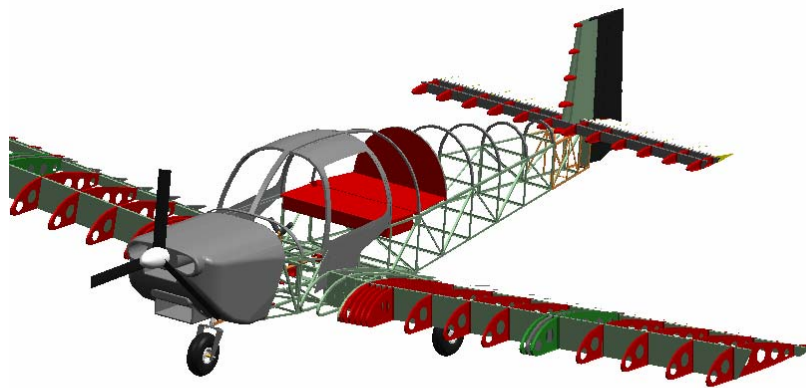
Figura 13. Lilienthal tren tipo triciclo



Fuente: autores

Además el Lilienthal elaboró para que sus alas fueran extraíbles para el fácil transporte con una estructura rígida capaz de aguantar elevadas cargas previamente modeladas y simuladas en elementos finitos; con perfiles de alta sustentación, que garantiza un vuelo estable, también se incorporaron flaps operar en pistas cortas cumpliendo con la norma **FAR 23**.

Figura 14. Detalle estructura y perfiles del Lilienthal



Fuente: autores

Figura 15. Detalle superficies de control del Lilienthal



Fuente: autores

El avión fue diseñado para poder operar en diferentes aplicaciones, por ser ala baja es un prototipo que alcanza buena velocidad de crucero por lo que puede ser usado para el transporte, fumigación, reconocimiento y observación.

Figura 16. Detalle del Lilienthal



Fuente: autores

### **3. DISEÑO AERONÁUTICO DEL LILIENTHAL**

Luego de plantear los pasos que fueron tomados en cuenta para el diseño se mostrara los diferentes pasos seguidos en el diseño del LILIENTHAL referenciados en capitulo 12.

#### **3.1. REQUERIMIENTOS**

La aeronave será tipo ultraliviano, este tipo de aeronave no tiene tantos requerimientos como un avión comercial; sin embargo el diseño se guió por las normas internacionales para el diseño de aviones de menos de 5700 Kg **FAR 23**.

- Máxima velocidad en vuelo crucero: 120 mi/h
- Autonomía de vuelo: 280 mi
- Altura de techo máximo sobre el nivel del mar: 12000 ft
- Rata de subida a nivel del mar: 500 ft/min.
- Velocidad mínima de sustentación: 42 mi/h = 61.6 ft/s
- Distancia para aterrizaje: 1700 ft
- Distancia para despegue: 1700 ft.

#### **3.2 PESO DEL AVIÓN - PRIMERA ESTIMACIÓN**

Para hacer una estimación del peso del avión, se debe subdividir este en diferentes componentes que actúan en el momento del despegue, los componentes del peso más comunes son:

Peso de la cabina: la cabina comprende las diferentes personas necesarias para operar el avión, en este caso el piloto.

Peso de la carga: la carga es aquello que el avión va a transportar: equipaje, personas, armas, etc.

Peso del combustible: este es el peso en el tanque del combustible, y va decreciendo a medida que el avión hace su itinerario de viaje.

Peso muerto: este es el peso intrínseco del avión, estructura, aviónica, tren de aterrizaje, etc., además de aquellos que no fueron incluidos en los anteriores ítems.

La suma de estos pesos es el peso total del avión, este es variable durante el vuelo por el gasto del combustible o caída de carga (bombas, personas, etc.). En el momento de empezar a diseñar tomamos en cuenta todos estos pesos.

$$W_0 = W_c + W_p + W_f + W_e \quad (1)$$

Donde:

$W_0$  = peso aproximado del avión

$W_c$  = peso de cabina

$W_p$  = peso de carga

$W_f$  = peso de combustible

$W_e$  = peso muerto

Para facilitar cálculos la ecuación se escribe de la siguiente forma:

$$W_0 = \frac{[W_c + W_p]}{\left[1 - \left(\frac{W_f}{W_0}\right) - \left(\frac{W_e}{W_0}\right)\right]} \quad (2)$$

Estimación de  $\left(\frac{W_e}{W_0}\right)$

La mayoría de los aviones evolucionaron de aquellos que los precedieron, por esta razón, los datos estadísticos de aviones anteriores, son un buen punto de partida en el diseño conceptual; durante los últimos setenta años, por estadísticas el valor de  $W_e/W_0$  es de:

$$\left(\frac{W_e}{W_0}\right) = 0.62 \quad \text{para aviones menores de 10000 lb.}$$

Estimación de  $\left(\frac{W_f}{W_0}\right)$

La cantidad de combustible requerida durante el vuelo depende de la eficiencia de la propulsión (el consumo de combustible y la eficiencia de la hélice); también depende de la eficiencia aerodinámica (relación L/D).

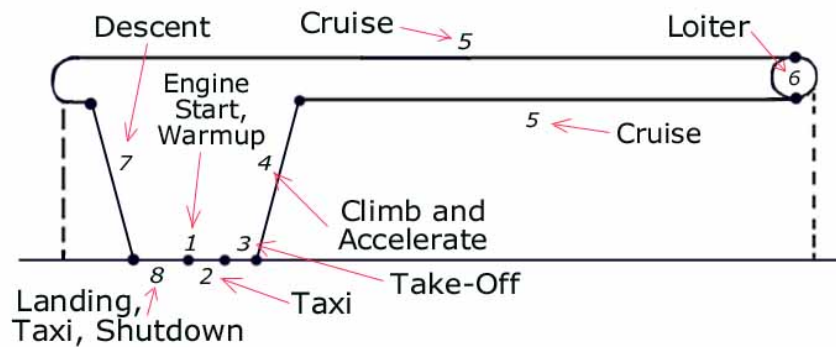
Los factores principales para la autonomía de vuelo, se encuentran en la ecuación de Brequet:

$$R = \left[\frac{\eta_{pr}}{C}\right] * \left[\frac{L}{D}\right] * \ln\left[\frac{W_0}{W_1}\right] \quad (3)$$

Esta ecuación es muy importante en la estimación de  $\left(\frac{W_f}{W_0}\right)$ .

El total de combustible consumido desde el momento de encendido del avión hasta cuando se apague, luego de finalizar el vuelo; a esto se le llama perfil de misión, donde es un concepto de altitud versus tiempo de vuelo, y se denota en la siguiente figura.

Figura 17. Altitud Vs. Tiempo de vuelo



Fuente: autores

Como el LILIENTHAL, será una aeronave de uso deportivo; tendrá un perfil de misión simple. El punto 0 es el encendido del motor; el segmento entre 0 y 1, denota el calentamiento, carreteo y despegue; el segmento entre 1 y 2, denota la subida del avión hasta la altura de crucero; el segmento entre 2 y 3, denota el vuelo a velocidad de crucero, durante este segmento también puede seguir subiendo, este segmento es el mas largo del perfil de misión; el segmento entre 3 y 4 , denota el descenso, en muchos casos hay sobrevuelos debido a trafico aéreo, para propósito de diseño se toma un sobrevuelo de 20 minutos. El segmento entre 4 y 5, denota el aterrizaje. Cada segmento del perfil de la misión se asocia con fracción de peso, que es definida como el peso del avión al final del segmento sobre el peso del avión al inicio del segmento.

$$\text{Fracción de peso del segmento} = \left( \frac{W_i}{W_{i-1}} \right) \quad (4)$$

La relación  $\left( \frac{W_f}{W_0} \right)$  se obtiene del producto de las fracciones de peso de cada

segmento, en al final es  $\left( \frac{W_5}{W_0} \right)$

$$\left(\frac{W_5}{W_0}\right) = \left(\frac{W_1}{W_0}\right) * \left(\frac{W_2}{W_1}\right) * \left(\frac{W_3}{W_2}\right) * \left(\frac{W_4}{W_3}\right) * \left(\frac{W_5}{W_4}\right) \quad (5)$$

Si al finalizar el vuelo, el tanque esta totalmente vacío:

$$W_f = W_0 - W_5 \quad (6) \quad \text{O} \quad \left(\frac{W_f}{W_0}\right) = 1 - \left(\frac{W_5}{W_0}\right) \quad (7)$$

En caso, que al finalizar la misión en el tanque todavía quede combustible, (debido al combustible de reserva que lleva el avión en caso de algún contratiempo), para el diseño este combustible se toma como el 6% del combustible total; en este caso la ecuación queda:

$$\left(\frac{W_f}{W_0}\right) = 1.06 * \left[1 - \left(\frac{W_5}{W_0}\right)\right] \quad (8)$$

Para calcular el valor de  $\left(\frac{W_5}{W_0}\right)$ :

Se deben tener los valores de fracción de peso de cada segmento. Para el despegue, el segmento 0-1, por datos estadísticos de diferentes aviones:

$$\left(\frac{W_1}{W_0}\right) = 0.97$$

Para subir hasta altitud de crucero, el valor se asume por datos estadísticos;

$$\left(\frac{W_2}{W_1}\right) = 0.985$$

Para el vuelo a velocidad de crucero, se usa la ecuación de Brequet; para esto se requiere establecer L/D ; en este punto no tenemos detalles

aerodinámicos para establecer L/D, por lo tanto tomamos el valor de datos estadísticos, se debe tener en cuenta que se tienen tomar este dato de aviones similares, en este caso aviones pequeños de motor recíprocante, el valor de L/D es igual a 12; para esta ecuación también se debe establecer consumo específico del combustible (c) y la eficiencia de la hélice ( $\eta_{pr}$ ); un valor típico de consumo específico de combustible para un motor recíprocante para aviones pequeños es de 0.4 lb. De combustible por caballo de fuerza por hora, al convertirlo a unidades básicas (1 Hp = 550 ft\*lb/s).

$$c = 2.02 \cdot 10^{-7} \text{ (lb} \cdot \text{s) / (ft} \cdot \text{lb/s)}$$

Un valor razonable para la eficiencia de la hélice, asumiendo hélice de paso fijo.  
 $\eta_{pr} = 0.8$

Retomando la ecuación de Brequet, la relación  $\frac{W_0}{W_1}$  es remplazada por  $\frac{W_2}{W_3}$  :

$$\frac{W_0}{W_1} = \left[ \frac{\eta_{pr}}{C} \right] * \left[ \frac{L}{D} \right] * \ln \left[ \frac{W_2}{W_3} \right] \quad (9)$$

Despejando de la ecuación (9)  $\frac{W_2}{W_3}$  :

$$\ln \left[ \frac{W_2}{W_3} \right] = \left[ \frac{C}{\eta_{pr}} \right] * \left[ \frac{R}{\left( \frac{L}{D} \right)} \right] \quad (10)$$

Donde para el diseño del LILIENTHAL, la autonomía de vuelo (R), es igual a 280 millas = 1478400 pies, insertando los valores en la ecuación:

$$\frac{W_2}{W_3} = 1.0315$$

$$\frac{W_3}{W_2} = 0.9693$$

Para el segmento de descenso, se desprecia el consumo de combustible; pues se asume que se puede planear el avión hasta la altura de aterrizaje; por eso:

$$\frac{W_4}{W_3} = 1$$

Finalmente, durante el aterrizaje, se basa en datos estadísticos de otros aviones pequeños, lo que nos da:

$$\frac{W_5}{W_4} = 0.995$$

Ahora, con estos valores se podrá calcular  $\frac{W_5}{W_0}$  :

Retomando la ecuación **(5)**:

$$\left(\frac{W_5}{W_0}\right) = \left(\frac{W_1}{W_0}\right) * \left(\frac{W_2}{W_1}\right) * \left(\frac{W_3}{W_2}\right) * \left(\frac{W_4}{W_3}\right) * \left(\frac{W_5}{W_4}\right)$$

$$\frac{W_5}{W_0} = 0.9215$$

Remplazando el valor de  $\frac{W_5}{W_0}$  en la ecuación **(8)**:

$$\frac{W_f}{W_0} = 0.08321$$

-Calculo de  $W_0$

Ahora que se tiene los valores de  $\frac{W_f}{W_0}$  y  $\frac{W_e}{W_0}$ ; se necesitan los valores de peso de carga y peso de cabina.

Para el caso del LILIENTHAL que solo lleva dos puestos, se puede simplificar el peso de carga y peso de cabina en uno solo ( $W_{cp}$ ); el peso de la persona promedio es de 165 lb., para cálculos se tomara para el peso de maletas o equipaje de 30 lb/persona.

$$W_{cp} = (2*165) + (2*30)$$

$$W_{cp} = 390 \text{ lb}$$

Remplazando todos los valores en la ecuación **(2)** hallados:

$$W_0 = \left[ \frac{W_c + W_p}{\left[ 1 - \left( \frac{W_f}{W_0} \right) - \left( \frac{W_e}{W_0} \right) \right]} \right]$$

$$W_{cp} = W_c + W_p \text{ (11)}$$

$$W_0 = 1314.06 \text{ lb}$$

Finalmente, se calcula el peso del combustible, esto para saber el tamaño del tanque de combustible; como  $W_f / W_0 = 0.08321$ , entonces:

$$W_f = W_0 * \left( \frac{W_f}{W_0} \right) \quad (12)$$

$$W_f = 109.343 \text{ lb.}$$

El peso de la gasolina para aviación es de 5.64 lb/gal. Entonces, se calcula la capacidad del tanque de combustible:

$$\text{Capacidad del tanque} = 109.343 / 5.64$$

$$\text{Capacidad del tanque} = 19.387 \text{ gal.}$$

Aunque por norma un ultraliviano no debe tener la capacidad de combustible superior a 12 galones; para propósitos de diseño no se tomara esto en cuenta.

### **3.3 ESTIMACIÓN DE LOS PARÁMETROS CRÍTICOS**

Estos parámetros son determinados por lo requerimientos del avión, como lo son: máxima velocidad, autonomía de vuelo, techo máximo, rata de subida, velocidad mínima de sustentación, distancia de despegue y distancia de aterrizaje.

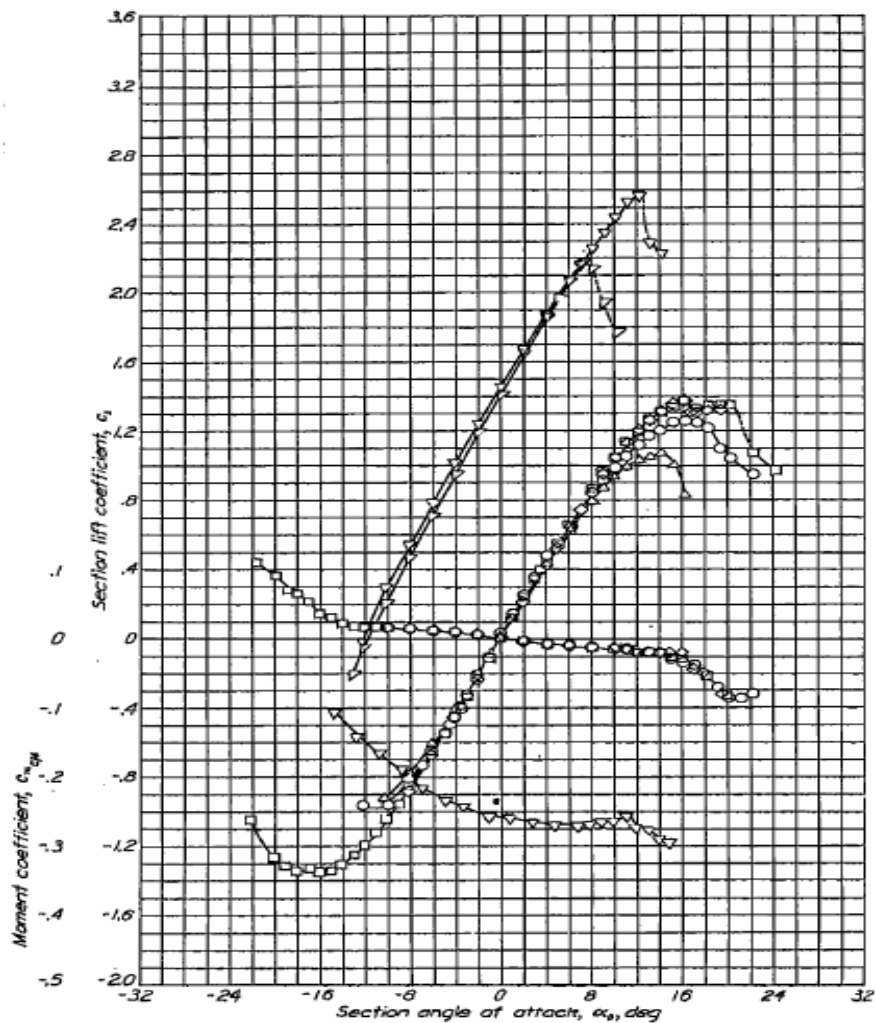
### **3.4 COEFICIENTE DE SUSTENTACIÓN MÁXIMO**

Es esta etapa del diseño, se debe tener una elección aproximada del perfil alar, que va a ser utilizado en el ala del avión. Históricamente, la aviación ha empleado los perfiles NACA de serie 4, 5 y 6; de flujo laminar.

Para el LILIENTHAL se llego a la conclusión de utilizar el perfil NACA 65018 modificado, debido a que tiene un medio coeficiente de sustentación, pero su comportamiento es muy bueno a diferentes ángulos de ataque.

El perfil será constante a lo largo del ala, para facilitar la construcción. De la grafica de coeficiente de sustentación, coeficiente de momento del reporte NACA 824.

Figura 18. Coeficiente de sustentación vs coeficiente de momento



Fuente: [www.naca/report528](http://www.naca/report528)

Tomando de la grafica

$$(C_L)_{\max} = 1.4$$

En el momento de despegue y aterrizaje, se utilizaran dispositivos hipersustentadores (flaps), esto para aumentar el coeficiente de sustentación y disminuir la velocidad mínima de sustentación, por facilidad de construcción se eligió que los flaps sean de tipo simple, por datos estadísticos este tipo de flaps con una deflexión de 45 grados incrementen el coeficiente de sustentación en 0.9, dando:

$$(C_L)_{\max} \text{ con } 45^\circ \text{ de deflexión en los flaps} = 1.4 + 0.9$$

$$(C_L)_{\max} \text{ con } 45^\circ \text{ de deflexión en los flaps} = 2.3$$

Finalmente, por el efecto tridimensional; se sugiere que se tenga un aspect ratio mayor que 5.

$$C_{L\max} = 0.9*(C_L)_{\max} \text{ (13)}$$

Dado que el LILIENTHAL, será un avión civil de baja velocidad, donde la eficiencia a velocidad de crucero es lo mas importante; haciendo una estimación preliminar.

$$C_{L\max} = 0.9*(C_L)_{\max}$$

$$C_{L\max} = 0.9*(2.3)$$

$$C_{L\max} = 2.07$$

Con este coeficiente se diseña el avión, sin tener en cuenta otros efectos.

### 3.5 CARGA ALAR (W/S)

La carga alar es determinada por consideraciones de velocidad mínima de sustentación ( $V_{stall}$ ) y distancia de aterrizaje, dado que la carga alar, juega un papel muy importante en la velocidad máxima; crece a medida que aumenta la velocidad máxima, tendremos que hallarla por medio de consideración de la velocidad mínima de sustentación ( $V_{stall}$ ) y distancia de aterrizaje.

$$V_{stall} = \left[ \frac{2 * W}{(P_0 * S * C_{Lmax})} \right]^{1/2} \quad (14)$$

Arreglando la ecuación y reemplazando los valores:

$$\frac{W}{S} = \frac{P_0 * V_{stall}^2 * C_{Lmax}}{2} \quad (15)$$

$$\frac{W}{S} = 9.335 \text{ lb/ft}^2$$

Este es el valor  $\frac{W}{S}$ , debido a la velocidad mínima de sustentación.

Ahora se examinará  $\frac{W}{S}$  debido a la distancia de aterrizaje; la distancia de aterrizaje es la suma de la distancia de acercamiento ( $s_a$ ), la distancia de descolaje ( $s_i$ ) y la distancia de carreteo ( $s_g$ ). Se debe tener en cuenta que el ángulo de descolaje ( $\theta_a$ ) es menor a 3 grados para aviación civil, por lo tanto la distancia para el descolaje será:

$$R = \frac{V_f^2}{0.2g} \quad (16)$$

Donde  $V_f$ , será dada por:

$$V_f = 1.23 * V_{stall}$$

$$V_f = 75.77 \text{ ft/s}$$

$$R = 891.47 \text{ ft}$$

La altura para el descolaje esta dada por la ecuación:

$$h_f = R(1 - \cos\theta_a) \quad (17)$$

$$h_f = 1.22 \text{ ft}$$

Finalmente, la distancia de aproximación sin obstáculos a 50 ft es dada por la ecuación:

$$S_a = \left[ \frac{50 - h_f}{\tan\theta_a} \right] \quad (18)$$

$$S_a = 930.75 \text{ ft}$$

La distancia de descolaje esta dada por la ecuación:

$$S_f = R * \sin\theta_a \quad (19)$$

$$S_f = 46.66 \text{ ft}$$

Para la hallar aproximadamente la distancia de carreteo, se asume que el coeficiente de sustentación es bajo (con los flaps completamente retraídos) y un ángulo de ataque casi nulo, entonces la ecuación quedara:

$$S_g = J * N * \left[ \frac{2 * W}{P_0 * S * C_{L_{max}}} \right]^{1/2} + \left[ \frac{J^2 * \left( \frac{W}{S} \right)}{(g * P_0 * C_{L_{max}} * \mu_r)} \right] \quad (20)$$

Donde  $J = 1.15$  para aviones comerciales y  $N$  es el tiempo de aplicación de frenos luego de empezar el carreteo y  $\mu_r$  es el factor de fricción relativo; reemplazando los valores:

$$S_g = 69.55 * \left[ \frac{W}{S} \right]^{1/2} + 20.87 * \frac{W}{S}$$

En lo requerimientos se especifico que la distancia de aterrizaje es de 1700 ft, con lo previamente hallado,  $s_a = 930.75$  ft y  $s_f = 46.66$  ft; el valor disponible para  $s_g$  es:

$$S_g = 1700 - 930.75 - 46.66$$

$$S_g = 722.59 \text{ ft}$$

Reemplazando este valor, nos queda:

$$722.59 = 69.55 * \left[ \frac{W}{S} \right]^{1/2} + 20.87 * \frac{W}{S}$$

$$\frac{W}{S} = 19.8 \text{ lb/ft}^2$$

Comparando el valor de carga alar por distancia de aterrizaje  $W/S = 19.8 \text{ lb/ft}^2$ , con el valor hallado por velocidad de sustentación mínima  $W/S = 9.335 \text{ lb/ft}^2$ ; donde se puede ver que si  $W/S < 19.8 \text{ lb/ft}^2$ , la distancia de aterrizaje será menor a 1700 ft, y satisfaga los requerimientos; por lo tanto, el LILIENTHAL será diseñado con carga alar igual a  $9.335 \text{ lb/ft}^2$  que fue determinada por la velocidad mínima de sustentación; con el valor de  $W_0$  hallado:

$$S = \frac{W_0}{\left(\frac{W}{S}\right)} \quad (21)$$

$$S = 1314.06 / 9.335$$

$$S = 140.767 \text{ ft}^2$$

### 3.6. RELACIÓN EMPUJE-PESO (T/W)

El valor de T/W se determina en parte la distancia de despegue, rata de subida y velocidad máxima, por lo tanto para obtener el valor de T/W, se debe analizar por cada requerimiento.

Primero consideramos por la distancia de despegue, que es de 1700 ft sin obstáculos a 50 ft; estimando el carreteo la ecuación queda:

$$S_g = \left[ \frac{1.21 * \left(\frac{W}{S}\right)}{g * P_0 * C_{L_{\max}} * \left(\frac{T}{W}\right)} \right] \quad (22)$$

Donde  $C_{L_{\max}}$ , se toma con los flaps completamente extendidos, pero con ángulo de  $20^\circ$ ; por lo tanto se debe volver a calcular  $C_{L_{\max}}$ ; asumiendo a una variación lineal de  $\Delta (c_l)_{\max}$ , para el despegue:

$$\Delta(c_i)_{\max} = 0.9 \cdot (25/45)$$

$$\Delta(c_i)_{\max} = 0.5$$

Entonces;

Para el ala, el  $(c_L)_{\max}$  con flaps defletados  $20^\circ = 1.4 + 0.5$

$(C_L)_{\max}$  con flaps deflectados  $20^\circ = 1.9$

Teniendo en cuenta el aspect ratio y aplicando la ecuación **(13)**;

$$(C_L)_{\max} = 1.71$$

Remplazamos este valor en la ecuación **(22)**:

$$S_g = \frac{86.3}{\left(\frac{T}{W}\right)}$$

Debido a que  $T$  varía con la velocidad para un avión propulsado por hélice; el valor de  $T/W$  se asume para una velocidad  $V_\infty = 0.7 V_{L0}$ , donde  $V_{L0}$  es la velocidad libre de sustentación, se toma  $V_{L0} = 1.1 V_{stall}$ ; se debe volver a calcular  $V_{stall}$  de la ecuación **(14)** correspondiente a  $(C_L)_{\max}$  con flaps en posición de despegue:

$$V_{stall} = 67.77 \text{ ft/s}$$

De la ecuación para calcular la distancia de despegue:

$$R = 6.96 \cdot \frac{V_{stall}^2}{g} \quad \text{(23)}$$

$$R = 992.83 \text{ ft}$$

El ángulo de despegue es dado por la ecuación:

$$\theta_{OB} = \text{Cos}^{-1} * \left(1 - \frac{h_{OB}}{R}\right) \quad \mathbf{(24)}$$

Donde es la altura de obstáculo,  $h_{OB} = 50$  ft; entonces:

$$\theta_{OB} = 18.26^\circ$$

La distancia de pista aérea es dada por:

$$S_a = R * \text{Sen} \theta_{OB} \quad \mathbf{(25)}$$

$$S_a = 311.09 \text{ ft}$$

Sabiendo que:

$$S_a + S_g = 1700 \quad \mathbf{(26)}$$

$$311.09 + \frac{86.3}{\left(\frac{T}{W}\right)} = 1700$$

Arreglando la ecuación, queda:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{0.7VLO} = \frac{86.3}{(1700 - 311.09)} \quad \mathbf{(27)}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{0.7VLO} = 0.0621$$

Este valor requerido a esta velocidad:

$$V_{\infty} = 0.7 * V_{LO} \quad \mathbf{(28)}$$

$$V_{\infty} = 0.7 * 1.1 * V_{stall} \quad \mathbf{(29)}$$

$$V_{\infty} = 52.18 \text{ ft/s}$$

Con esta velocidad, la potencia requerida para el despegue con un peso total de 1314.06 lb:

$$P_R = T * V_{\infty} \quad \mathbf{(30)}$$

$$P_R = \left( \frac{T}{W} \right) * W_0 * V_{\infty} \quad \mathbf{(31)}$$

$$P_R = 4258.051 \text{ ft*lb/s}$$

La potencia requerida deber ser igual a la potencia disponible  $P_A$ , y esta es dada por la ecuación:

$$P_a = \eta_{pr} * P \quad \mathbf{(32)}$$

La eficiencia del propulsor se toma de 0.7; por lo tanto:

$$P = 6082.93 \text{ ft*lb/s}$$

Dado que  $550 \text{ ft*lb/s} = 1 \text{ Hp}$ ; entonces:

$$P = 11.06 \text{ Hp}$$

El valor del motor reciprocante debe ser mayor o igual 11.06 Hp, considerando la distancia de despegue.

Ahora se calcula considerando debido a la tasa de subida que es 500 ft/min a nivel del mar. Para esto se debe calcular en coeficiente de resistencia por sustentación cero  $C_{D,o}$ ; se utiliza la relación de área cubierta sobre área de referencia ( $S_{wet}/S_{ref}$ ), que para aviación civil es aproximadamente 4. el coeficiente de fricción debido a la piel  $C_{fe}$ , es función del numero reynolds( $R_e$ ), para aviones pequeños de baja velocidad  $R_e$  esta sobre  $10^7$ ; entonces:

$$C_{fe} = 0.0043$$

Remplazando:

$$C_{D,o} = \left( \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \right) * C_{fe} \quad (33)$$

$$C_{D,o} = 0.017$$

Ahora se necesita estimar el coeficiente K que aparece en la resistencia polar:

$$C_D = C_{D,o} + K * C_L^2 \quad (34)$$

Donde;

$$K = K1 + K2 + K3 \quad (37)$$

$$K = K1 + K2 + \left[ \frac{C_L^2}{\pi * e * AR} \right] \quad (35)$$

Donde  $e$ , es el factor de eficiencia para una distribución de sustentación no elíptica a lo largo de la envergadura y  $C_L^2 / (\pi * e * AR)$  es el coeficiente de resistencia inducida, se toma el valor de  $\left[ \frac{L}{D} \right]_{MAX} = 12$ ; entonces:

$$\left[ \frac{L}{D} \right]_{MAX} = \left[ \frac{1}{4 * C_{D,o} * K} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (36)$$

Reemplazando y despejando:

$$K = 0.1021$$

Con  $K$  podemos estimar un aspect ratio, este se define con otro factor de eficiencia, factor oswald  $e_o$ ; para aviones de ala baja y baja velocidad,  $e_o = 0.6$ ; entonces:

$$\left[ \frac{C_L^2}{\pi * e_o * AR} \right] = K1 + K2 + \left[ \frac{C_L^2}{\pi * e * AR} \right] \quad (37)$$

$$\left[ \frac{C_L^2}{\pi * e_o * AR} \right] = K * C_L^2 \quad (38)$$

$$AR = \left[ \frac{1}{\pi * e_o * K} \right] \quad (39)$$

$$AR = 5.195$$

Finalmente, retornando a la consideración de tasa de subida; la expresión para tasa de subida máxima  $[(R/C)_{max}]$ , para un avión propulsado por hélice es:

$$\left(\frac{R}{C}\right)_{MAX} = \left[\eta_{pr} * \left(\frac{P}{W}\right)\right] - \left[\left(\frac{2}{P_0}\right) * \left(\frac{K}{3 * C_{D,O}}\right)^{1/2} * \left(\frac{W}{S}\right)\right]^{1/2} * \left[\frac{1.55}{\left(\frac{L}{D}\right)_{MAX}}\right] \quad (40)$$

Resolviendo la ecuación en términos de potencia, se tiene:

$$\left[\eta_{pr} * \left(\frac{P}{W}\right)\right] = \left[\left(\frac{R}{C}\right)_{MAX}\right] + \left[\left(\frac{2}{P_0}\right) * \left(\frac{K}{3 * C_{D,O}}\right)^{1/2} * \left(\frac{W}{S}\right)\right]^{1/2} * \left[\frac{1.55}{\left(\frac{L}{D}\right)_{MAX}}\right] \quad (41)$$

Por requerimientos que  $\left(\frac{R}{C}\right)_{MAX}$  es 500 ft/min (8.333 ft/s).

$$\left[\eta_{pr} * \left(\frac{P}{W}\right)\right] = 18.48 \text{ ft/s}$$

Asumiendo que  $W$  es igual al peso total en el despegue,  $W_0 = 1314.06 \text{ lb.}$ , ignorando la cantidad de combustible consumido durante el calentamiento y carreteo; y estimando  $\eta_{pr} = 0.7$ ; despejando la ecuación:

$$P = 34691.184 \text{ ft*lb/s}$$

En términos de Hp:

$$P = 63.08 \text{ Hp}$$

El valor del motor reciprocante debe ser mayor o igual 63.08 Hp, considerando rata de subida máxima.

El tercer parámetro para considerar  $T/W$  es el de velocidad máxima  $V_{MAX}$ , los requerimientos establece que  $V_{MAX}$  es igual a 120 mi/h (176 ft/s) con el peso de crucero, se asume que esta velocidad puede desarrollarse a la altura de techo a máximo (12000 ft); en este punto  $T=D$  y  $D$  es dada por la ecuación:

$$T = D = \left[ \frac{P_0 * V_\infty^2 * S * C_{D,O}}{2} \right] + \left[ \left( \frac{2 * K * S}{P_0 * V_\infty^2} \right) * \left( \frac{W}{S} \right)^2 \right] \quad (42)$$

Arreglando la ecuación en términos de  $T/W$ :

$$\left( \frac{T}{W} \right) = \left[ \frac{P_0 * V_\infty^2 * C_{D,O}}{2 * \left( \frac{W}{S} \right)} \right] + \left[ \left( \frac{2 * K}{P_0 * V_\infty^2} \right) * \left( \frac{W}{S} \right) \right] \quad (43)$$

Dado que los requerimientos estipulan  $V_{MAX}$  a peso crucero, se debe ver los pesos inicial y final del vuelo crucero ( $W_2$  y  $W_3$  respectivamente):

$$\left( \frac{W_2}{W_0} \right) = (0.97) * (0.985)$$

$$\left( \frac{W_2}{W_0} \right) = 0.955$$

Donde:

$$W_2 = 0.955 * W_0$$

$$W_2 = 0.955 * 1314.06$$

$$W_2 = 1254.93 \text{ lb.}$$

El peso crucero se define como el combustible necesario para cubrir la mitad de la distancia de autonomía de vuelo ( $W_{MC}$ ).

$$W_{MC} = W_2 - \frac{1}{2} * (W_2 - W_3) \quad \text{(44)}$$

$$\left( \frac{W_{MC}}{W_2} \right) = \frac{1}{2} * \left[ 1 + \left( \frac{W_3}{W_2} \right) \right] \quad \text{(45)}$$

Donde, donde en cálculos previos se tiene  $(W_3 / W_2) = 0.9693$ , entonces:

$$\left( \frac{W_{MC}}{W_2} \right) = 0.9847$$

Donde,  $W_2 = 1254.93 \text{ lb.}$ ; entonces:

$$W_{MC} = 1235.66 \text{ lb.}$$

Con este nuevo peso, se calcula una nueva carga alar ( $S = 140.767 \text{ ft}^2$ ):

$$\left( \frac{W_{MC}}{S} \right) = 1235.66 / 140.767$$

$$\left( \frac{W_{MC}}{S} \right) = 8.778 \text{ lb/ft}^2$$

Retornando, a la ecuación (43) en términos de peso crucero:

$$\left(\frac{T}{W_{MC}}\right) = \left[ \frac{P_0 * V_\infty^2 * C_{D,O}}{2 * \left(\frac{W_{MC}}{S}\right)} \right] + \left[ \left( \frac{2 * K}{P_0 * V_\infty^2} \right) * \left( \frac{W_{MC}}{S} \right) \right]$$

$P_0$  a 12000 ft es 0.001648 slug/ft<sup>3</sup> y  $V_{max}$  es 176 ft/s.

$$\left(\frac{T}{W_{MC}}\right) = [1/2 * 0.001648 * 176^2 * 0.017 / (8.778)] + [(2 * 0.1021 / (0.001648 * 176^2)) * (8.778)]$$

$$\left(\frac{T}{W_{MC}}\right) = 0.08455$$

La potencia requerida esta dada por:

$$\eta_{pr} * P = T * V_\infty \quad (46)$$

En función de peso de crucero queda:

$$P = \left(\frac{T}{W_{MC}}\right) * \left(\frac{1}{\eta_{pr}}\right) * W_{MC} * V_{MAX} \quad (47)$$

$$P = 26268.01 \text{ ft*lb/s}$$

En términos de Hp:

$$P = 47.76 \text{ Hp}$$

Resumiendo los valores de T/W para cumplir los parámetros de requerimientos; queda:

Despegue	$P \geq 11.06 \text{ Hp}$
Rata de subida	$P \geq 63.08 \text{ Hp}$
Velocidad máxima	$P \geq 47.76 \text{ Hp}$

Claramente, se analiza que el parámetro, que especifica la potencia del motor es el de rata de subida, por lo tanto el motor para el LILIENTHAL un motor de potencia igual o mayor a 63.08 Hp.

Otro parámetro de rendimiento del avión es la relación de potencia sobre peso:

$$P/W = 63.08/1314.06$$

$$P/W = 0.048 \text{ Hp/lb}$$

Para aviones propulsados por hélice la relación potencia-peso es mas relevante que empuje-peso; en este tipo de aviones se puede asumir la potencia es constante con la velocidad.

Otro parámetro encontrado en literatura aeronáutica es el de carga por potencia y análogo a la carga alar, equivale al inverso de  $P/W$  :

$$\text{Carga de potencia} = W/P$$

$$\text{Carga de potencia} = 20.83 \text{ lb/Hp}$$

### 3.7 SUMARIO DE PARÁMETROS CRÍTICOS DE RENDIMIENTO

$$\text{Coeficiente máximo de sustentación} \quad C_{L_{MAX}} = 2.07$$

$$\text{Máxima relación sustentación-resistencia} \quad [L/D]_{MAX} = 12$$

$$\text{Carga alar} \quad \left[ \frac{W}{S} \right] = 9.335 \text{ lb/ft}^2$$

Carga de potencia  $\left[ \frac{W}{P} \right] = 20.83 \text{ lb/Hp}$

Además se estimaron otros parámetros:

Peso total al momento de despegue  $W_0 = 1314.06 \text{ lb.}$

Peso del combustible  $W_f = 109.34 \text{ lb.}$

Capacidad del tanque de combustible 19.39 galones

Área alar  $140.77 \text{ ft}^2$

Aspect ratio  $AR = 5.19$

Eficiencia de la hélice  $\eta_{pr} = 0.7$

Potencia del motor 63.08 Hp

### 3.8. CONFIGURACIÓN DEFINIDA

Basado en los parámetros hallados anteriormente, se dimensionara la forma del LILIENTHAL, definiendo claramente la configuración del avión. no hay una regla precisa de que forma se le debe dar a un avión, debido que es el punto donde la ciencia se vuelve arte; el diseñador se debe basar en su experiencia, creatividad e imaginación, para plasmar sus ideas o se guía por las formas se aviones predecesores.

### 3.9. CONFIGURACIÓN GENERAL

El primer paso de la configuración definida del avión, es definir sistemas generales, como:

Número de motores en el avión, tipo de configuración para el motor, posición del ala respecto al fuselaje, configuración alar:

Primero se considera el motor, debido a que el LILIENTHAL es un avión pequeño se utilizara un solo motor recíprocante que debe tener una potencia cercana a 63.08 Hp. Por sus características técnicas, facilidad de montaje y mantenimiento se eligió:

Rotax 582

Potencia 65 Hp

Peso 186.51 lb.

Ancho 17.2 in

Largo 23.27 in

Alto 15.24 in

Hay dos tipos de configuración para el montaje del motor: tractor y pusher.

En la configuración tractor: el motor y la hélice se posicionan en el frente del fuselaje. Tiene las siguientes ventajas y desventajas:

#### **Ventajas:**

- El peso del motor esta en el frente, que ayuda a mover el centro de gravedad hacia adelante y ayuda a disminuir el tamaño del tail.
- La hélice trabaja con flujo libre de perturbaciones.
- El flujo de enfriamiento hacia el motor es más efectivo.

#### **Desventajas:**

- El flujo turbulento después de la hélice, daña la calidad del flujo del aire sobre la raíz del ala y fuselaje.
- Al incrementar la velocidad, aumenta el factor de fricción sobre a la piel, debido al flujo turbulento de la hélice.

En la configuración pusher: el motor y la hélice esta atrás o en la mitad del fuselaje. Tiene las siguientes ventajas y desventajas:

**Ventajas:**

- La alta calidad del flujo sobre el ala y el fuselaje.
- El aire absorbido por la hélice, mejora el gradiente de presión en la parte trasera del fuselaje, lo que permite que el ángulo de cierre de fuselaje no sea pequeño (mejora la capa límite).
- El área de la cabina se reduce.
- El campo visual del piloto mejora.

**Desventajas:** el peso del motor esta atrás, lo que atrasa el centro de gravedad, por lo tanto reduce la estabilidad longitudinal.

- La hélice esta más propensa a daños, en despegue y aterrizaje.
- Los problemas para enfriar el motor son más severos.

Se determino una configuración tractor para el montaje del motor, debido a sus ventajas y a la estética

**Configuración alare:** en la configuración alar se deben hacer dos consideraciones; la forma geométrica del ala y la localización relativa al fuselaje.

Refiriéndose a la geometría del ala se deben tener en cuenta los siguientes puntos:

Aspect ratio

Wing sweep

## Taper ratio

Variación de la forma del perfil alar y espesor a lo largo de la envergadura

## Geometric twist

Para determinar la plataforma alar (vista superior), como la velocidad máxima es demasiado baja para que en el ala haya flujo transónico, por lo tanto no se necesita un ala swept; se determinó usar un ala recta convencional. El taper ratio ( $\lambda$ ) es la relación de la cuerda en la punta del ala ( $c_t$ ) sobre la cuerda en la raíz del ala ( $c_r$ ), debido que el momento flector del ala aumenta a medida hacia la raíz del ala, a medida que disminuye el taper ratio disminuye el brazo del momento flector sobre el ala, pero trae como desventaja que se forma flujo turbulento cerca del ala.

Figura 19. Motor rotax 912



Fuente: autores

Por facilidad de construcción el taper ratio ( $\lambda$ ) del LILIENTHAL será cercano a 0.85, aunque este producirá una resistencia inducida indeseable.

De los parámetros hallados anteriormente  $AR = 5.19$

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (48)$$

Entonces:

$$b = 27.03 \text{ ft}$$

Para un ala de forma trapezoidal el área del ala será:

$$\frac{S}{2} = \frac{(C_t + C_r) * b}{4} \quad (49)$$

Arreglando la ecuación:

$$2 * S = (C_t + C_r) * b$$

Dividiendo la ecuación por  $c_r$ , se tiene:

$$2 * \frac{S}{C_r} = (\lambda + 1) * b$$

$$C_r = 2 * \frac{S}{[(\lambda + 1) * b]} \quad (50)$$

$$C_r = 5.63 \text{ ft}$$

por lo tanto,

$$C_t = 0.85 * 5.63$$

$$C_t = 4.79 \text{ ft.}$$

La cuerda aerodinámica principal ( $\hat{c}$ ), se define como la longitud de la cuerda, que cuando se multiplica por el área alar, la presión dinámica y el coeficiente de momento sobre el centro aerodinámico, entrega el valor del momento aerodinámico sobre el centro aerodinámico del avión. Puede ser calculada desde:

C es el valor de la cuerda de acuerdo a la envergadura.

La ecuación para hallar la cuerda aerodinámica principal es:

$$\hat{y} = \left(\frac{b}{6}\right) * \left[\frac{(1 + 2 * \lambda)}{(1 + \lambda)}\right] \quad (51)$$

$$\hat{y} = 6.575 \text{ ft}$$

$$\hat{c} = \left(\frac{2 * C_r}{3}\right) * \left[\frac{(1 + \lambda + \lambda^2)}{(1 + \lambda)}\right] \quad (52)$$

$$\hat{c} = (2 * 5.63 / 3) * [(1 + 0.85 + 0.85^2) / (1 + 0.85)]$$

$$\hat{c} = 5.22 \text{ ft}$$

Finalmente se debe decidir la localización vertical del ala, relativa al fuselaje; hay 3 posibles posiciones: ala baja, ala media y ala alta.

Este ítem es función del tipo de estructura que ira a tener el avión, para el caso del LILIENTHAL, se determino hacerlo ala baja.

Para minimizar los efectos aerodinámicos indeseables debido a la unión del fuselaje con el ala producido en este tipo de configuración se usa el filete.

### **3.10 CONFIGURACIÓN DEL FUSELAJE**

El fuselaje debe contener el motor, la cabina, el equipaje y el combustible. El motor se determinó colocar en la parte frontal de avión, el tanque de combustible debe estar lo más cerca al motor para reducir la cabeza necesaria para que llegue combustible, por lo tanto; se determinó colocarse atrás de la pared cortafuegos (es la pared donde está montado el soporte del motor, además se debe forrar con un aislante, para impedir el paso de calor). El tanque de combustible debe tener capacidad para 19.39 galones, una altura menor de 15 pulgadas y 17 pulgadas de ancho.

Un galón ocupa  $0.134 \text{ ft}^3$  ósea que 19.39 galones ocupan  $2.6 \text{ ft}^3$ .

Resolviendo el tanque de combustible debe tener las siguientes longitudes:

Altura 15 pulgadas

Ancho 17 pulgadas

Longitud 18 pulgadas

Por ergonomía un sujeto sentado en una posición cómoda, tiene las siguientes medidas: 36 pulgadas de largo, 20.04 pulgadas de ancho y 32.4 pulgadas de alto. Debido a que el LILIENTHAL será para dos personas la cabina queda con las siguientes medidas: 36 pulgadas de largo, 40.08 pulgadas de ancho y 32.4 pulgadas de alto.

### **3.11 LOCALIZACIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD- PRIMERA ESTIMACIÓN**

La mayoría de los componentes más pesados, se tiene una localización aproximada dentro del avión; con esto se puede hacer la primera aproximación del centro de gravedad del avión.

Los pesos del motor, personas y equipaje se localizan tomando como punto de referencia la nariz del avión detrás de la hélice.

$$x = [(1*261.114)+(6.93*330)+(7.2*60)]/[261.114+330+60] \text{ (53)}$$

$$x = 4.58 \text{ ft}$$

El valor del peso del motor se multiplica por un factor de 1.4; esto para aproximar el peso del motor instalado.

Usualmente por diseño la localización relativa del ala, con respecto al fuselaje; el centro aerodinámico principal del ala (m.a.c.), debe estar cerca al centro de gravedad del avión, debido que por estabilidad estática longitudinal, el centro aerodinámico del avión, también llamado punto neutro, debe estar localizado atrás del centro de gravedad del avión.

Para entrar el peso del ala en el calculo, se asume que el centro aerodinámico principal del ala, se encuentra en  $x = 4.58 \text{ ft}$ . (Luego se reposicionara, atrás del centro de gravedad).

El peso del ala se estima como el producto del área por 2.5.

$$W_{WING} = 2.5*140.77$$

$$W_{WING} = 351.93 \text{ lb.}$$

El centro aerodinámico principal se toma en el 25% de la cuerda aerodinámica principal desde el borde de ataque y el centro de gravedad del ala se toma en el 40% de la cuerda aerodinámica principal.

La localización del nuevo centro de gravedad del avión, incluyendo el peso de las alas

$$x = [2980.02+(351.93*(4.58+0.783))]/[651.12+351.93]$$

$$x = 4.85 \text{ ft}$$

El primer estimativo del centro de gravedad del avión tomado desde la nariz del avión es de  $x = 4.85 \text{ ft}$ .

### 3.12 AMAÑO DEL TAIL VERTICAL Y HORIZONTAL

Uno de los aspectos más empíricos y menos precisos en el proceso de diseño de un avión es dimensionar el tail. La función principal del tail horizontal es proveer estabilidad longitudinal; la superficie de control del tail horizontal llamado elevador provee control longitudinal y cabeceo, la función principal del tail vertical es proveer la estabilidad direccional; la superficie de control del tail vertical llamado rudder provee el control de dirección. El tamaño del tail horizontal y vertical debe ser suficiente para proveer la estabilidad y control necesario para volar el avión. Se usara para dimensionar una relación de volumen del tail:

$$\text{Tail horizontal} \quad V_{TH} = \left[ \frac{(l_{TH} * S_{TH})}{\hat{c} * S} \right] \quad (54)$$

$$\text{Tail vertical} \quad V_{TV} = \left[ \frac{(l_{TV} * S_{TV})}{(b * S)} \right] \quad (55)$$

Donde;  $V_{TH}$  y  $V_{TV}$  son la relación de volumen del tail horizontal y vertical, respectivamente.

$l_{TH}$  Es la distancia horizontal entre el centro de gravedad del avión y el centro aerodinámico del tail horizontal;  $l_{TV}$  es la distancia horizontal entre el centro de gravedad del avión y el centro aerodinámico del tail vertical,  $S_{TH}$  es el área del tail horizontal,  $S_{TV}$  es el área del tail vertical.

Basándose en aviones anteriores de un solo motor, los valores de estas relaciones aproximadamente son:

$$V_{TH} = 0.7$$

$$V_{TV} = 0.04$$

Por lo tanto se usaran estos valores para dimensionar el tail.

Para el LILIENTHAL se determino una configuración de tail convencional, principalmente para aligerar el peso de la estructura.

La longitud del LILIENTHAL se determino de 21 ft, para empezar los cálculos se determina arbitrariamente la distancia del centro aerodinámico del tail horizontal 20.4 ft desde la nariz del avión, dado que el centro de gravedad esta a 4.85 ft desde la nariz del avión, el brazo que tiene la fuerza del tail horizontal es de:

$$l_{TH} = 20.4 - 4.85$$

$$l_{TH} = 15.55 \text{ ft}$$

Reemplazando este valor en la ecuación **(54)** y despejando  $S_{TH}$  :

$$V_{TH} = \left[ \frac{(l_{TH} * S_{TH})}{\hat{c} * S} \right] \qquad S_{TH} = 33.08 \text{ ft}^2$$

Para el tail vertical, el centro aerodinámico se encuentra 20.5 ft, haciendo el mismo procedimiento, de la ecuación **(55)**:

$$V_{TV} = \left[ \frac{(l_{TV} * S_{TV})}{(b * S)} \right]$$

$$0.04 = [15.65 * S_{TV}] / [27.03 * 140.77]$$

$$S_{TV} = 9.73 \text{ ft}^2$$

Las formas del tail horizontal y vertical, son las mismas, que se le pueden dar a las alas; con la diferencia que las alas deben crear una fuerza de sustentación mucho más grande respecto a la fuerza producida por el tail. Comúnmente se utiliza perfil NACA 0012 y NACA 0009, para el tail horizontal y vertical respectivamente.

Las alas con aspect ratio bajo, además de ser menos eficiente en términos aerodinámicos; también caen en pérdida con ángulos de ataque mas altos, respecto a alas con aspect ratio alto. Por lo tanto si el tail horizontal tiene un aspect ratio más bajo que el ala, cuando la ala entre en pérdida, el tail todavía será controlable, por esta ventaja se diseñan el tail horizontal con aspect ratio mas bajo que el ala. Para el LILIENTHAL el aspect ratio del tail horizontal se toma igual a 4, por facilidad de construcción el taper ratio será de 1.

Entonces la envergadura del tail horizontal es:

$$b_t = [S_{TH} * AR_{TH}]^{1/2} \text{ (56)}$$

$$b_t = [33.08 * 4]^{1/2}$$

$$b_t = 11.5 \text{ ft}$$

La cuerda del tail es:

$$c_{rt} = \frac{2 * S_{TH}}{(\lambda + 1) * b_t} \quad (57)$$

$$c_{rt} = 2 * 33.08 / [(1 + 1) * 11.5]$$

$$c_{rt} = 2.88 \text{ ft}$$

La localización de la cuerda aerodinámica principal del tail horizontal es:

$$\hat{y}_t = \left(\frac{b_t}{6}\right) * \left[\frac{1 + 2 * \lambda}{1 + \lambda}\right] \quad (58)$$

$$\hat{y}_t = (11.5/6) * [(1 + 2 * 1)/(1 + 1)]$$

$$\hat{y}_t = 2.875 \text{ ft}$$

Como la cuerda es constante a lo largo de toda la envergadura la cuerda aerodinámica principal es la misma cuerda 2.88 ft.

Los típicos aspect ratio para el tail vertical varían entre 1.3 y 2. para empezar el diseño se tomara  $AR_{TV} = 1.5$ , reemplazando:

$$h_{TV} = [S_{TV} * AR_{TV}]^{1/2} \quad (59)$$

$$h_{TV} = 3.82 \text{ ft}$$

Tomando un taper ratio de 0.75 para el tail vertical, la cuerda en la raíz del tail vertical es:

$$c_{rtv} = \left[ \frac{2 * S_{TV}}{(\lambda + 1) * h_{TV}} \right] \quad (60)$$

$$c_{rtv} = 2.91 \text{ ft}$$

La cuerda en la punta del tail vertical es:

$$c_{itv} = 0.75 * 2.91$$

$$c_{itv} = 2.18 \text{ ft}$$

La localización vertical de la cuerda aerodinámica principal del tail vertical, desde la raíz del tail es:

$$Z_{TV} = \left( \frac{2 * h_{TV}}{6} \right) * \left[ \frac{(1 + 2 * \lambda)}{(1 + \lambda)} \right] \quad (61)$$

$$Z_{TV} = 1.82 \text{ f}$$

La cuerda aerodinámica principal del tail vertical es:

$$\check{c}_{RTV} = \left( \frac{2 * c_{RTV}}{3} \right) * \left[ \frac{(1 + \lambda + \lambda^2)}{(1 + \lambda)} \right] \quad (62)$$

$$\check{c}_{RTV} = 2.56 \text{ ft}$$

### 3.13 TAMAÑO DE LA HÉLICE

Esta etapa del diseño, no concierne los detalles del diseño de la hélice (como lo son forma del aspa, twist, sección del perfil); esta etapa busca hallar el diámetro de la hélice, para dictaminar la altura del tren de aterrizaje.

La función de la hélice es tomar la potencia suministrada por el motor y convertirlo en fuerza de empuje. Debido a que en realidad siempre hay pérdidas la eficiencia de la hélice será menor que 1, y esta dada por:

$$\eta_{pr} = \left( \frac{T * V_{\infty}}{P} \right) \quad (63)$$

La eficiencia de la hélice va de acuerdo al tamaño, a mayor tamaño la eficiencia aumenta; esto debido a que la hélice procesa mas aire con menos incremento de velocidad, proporcionando la misma fuerza de empuje.

Hay dos restricciones prácticas para el diámetro de la hélice:

La primera es que la punta de la hélice debe tener libertad de recorrido cuando el avión se encuentra en tierra.

La segunda es que la velocidad en la punta de la hélice debe ser menor a la velocidad del sonido, para evitar los diferentes efectos de compresibilidad que ocurren cuando se llega a esta velocidad.

Al mismo tiempo la hélice debe estar en capacidad de absorber la potencia suministrada por el motor. La capacidad de absorción de la hélice esta en función del incremento del diámetro y el numero de aspas.

Para hallar el tamaño, inicialmente se basa en las siguientes relaciones empíricas del diámetro de la hélice en función de la potencia del motor:

$$2\text{-aspas} = D = 22 * Hp^{1/4}$$

$$3\text{-aspas} = D = 18 * Hp^{1/4}$$

Donde, D esta dado en pulgadas, para el diseño del LILIENTHAL, se elige una hélice de 2 aspas.

$$D = 22 * Hp^{1/4}$$

$$D = 22 * 65^{1/4}$$

$$D = 62.47 \text{ pulg.} = 5.2 \text{ ft}$$

Ahora se necesita saber que velocidad tiene la punta de la hélice, el motor tiene una velocidad de 1800 rpm; la velocidad de la punta se denota como:

$$V_{tip} = \pi * n * D \quad (64)$$

Donde,  $n$  esta dada en revoluciones por Segundo y  $D$  esta en pies, entonces:

$$(V_{tip})_0 = \pi * \frac{rpm}{60} * D \quad (65)$$

$$(V_{tip})_0 = 490.09 \text{ ft/s}$$

Cuando el avión se desplazé a velocidad máxima con la misma dirección de  $(V_{tip})_0$ , la velocidad relativa del aire en la punta de la hélice será:

$$V_{tip} = [(V_{tip})_{02} + V_{\infty}]^{1/2} \quad (66)$$

$$V_{tip} = 520.74 \text{ ft/sg}$$

La velocidad del sonido a nivel del mar es de 1117 ft/s, la punta de la hélice del LILIENTHAL, no excederá esta velocidad, por lo tanto el diámetro de la hélice del LILIENTHAL, debe ser la hélice que se consiga en el comercio, que sea mayor o igual a 5.2 ft.

### **3.14 TREN DE ATERRIZAJE Y POSICIONAMIENTO DEL ALA**

Para el calculo de cómo la distancia de aterrizaje afecta la relación W/S, se tomo la decisión que el LILIENTHAL use tren de aterrizaje tipo triciclo, la ventaja de este tipo de aterrizaje es que el piso de la cabina esta horizontal al piso cuando el avión esta en tierra, además aumenta el campo de visibilidad del piloto.

El tren de aterrizaje tipo triciclo, requiere que el centro de gravedad del avión se encuentre delante de las ruedas principales y esto mejora la estabilidad durante el carreteo.

En esta parte del diseño solo se va a calcular la longitud del tren de aterrizaje, y el tamaño de la llanta del LILIENTHAL; el diseño de detalles se hará posteriormente.

El tren de aterrizaje debe ser tan largo; donde la punta de la hélice este a 9 pulgadas como mínimo (para el caso del LILIENTHAL, se toma 12 pulgadas). Dado que la hélice tiene de diámetro 5.2 ft, el radio es de 2.6 ft.

La distancia desde el centro del cono de la hélice hasta el piso, debe ser de 3.6 ft, donde el tren de aterrizaje debe ser diseñado para proveer esta altura.

En esta etapa se estima el tamaño de las llantas a utilizar, como el tamaño de las llantas depende de la carga a que será sometida cada llanta, se debe calcular el peso del avión distribuido sobre las llantas principales y la llanta de la nariz, para esto se necesita localizar las llantas en relación del centro de gravedad del avión. Se hallado el centro de gravedad del avión, suponiendo que el centro aerodinámico principal del ala concordaba con el centro de gravedad del primer estimativo (centro de gravedad, sin incluir el

peso de las alas), ósea  $x = 4.58$  ft, luego se incluyo el peso del ala haciendo la suposición,  $x = 4.85$  ft.

la localización del ala fue preliminar, ahora se reposicionara el ala, por efecto de la estabilidad longitudinal, el centro aerodinámico del avión debe estar detrás del centro de gravedad del avión. El centro aerodinámico del avión también llamado punto neutro para el avión; el punto neutro es por definición la localización del centro de gravedad donde el momento sobre el centro de gravedad es independiente del ángulo de ataque. La siguiente es la relación entre la localización del centro aerodinámico del cuerpo alar  $x_{caca}$  y la localización del punto neutro  $x_n$ :

$$x_{caca} = x_n - V_{TH} * \left[ \frac{a_t}{a} \right] \quad (67)$$

Donde,  $V_{TH}$  es la relación del volumen del tail horizontal, y  $a$  son las pendientes de sustentación del tail horizontal y el avión, respectivamente; la influencia del ángulo downwash detrás del ala y adelante del tail es despreciado, además el margen estático es definido como:

$$\text{Margen estático} = \frac{[x_n - x]}{\bar{c}} \quad (68)$$

Para aviones de este tipo, el margen estático debe estar entre el 5% y 10%, se asume 10% para el diseño del LILIENTHAL, entonces:

$$\frac{[x_n - x]}{\bar{c}} = 0.1$$

$$x_n = 0.1 * 5.22 + 4.85$$

$$x_n = 5.37 \text{ ft}$$

Para simplificar el diseño se asume el centro aerodinámico del cuerpo alar se asume como el centro aerodinámico del ala, y la pendiente de sustentación del tail es igual a la pendiente de sustentación del avión, entonces:

$$x_{caca} = 5.37 - 0.7$$

$$x_{caca} = 4.67 \text{ ft}$$

Entonces, la localización del ala esta dada por la localización de su centro aerodinámico que debe estar a 4.67 ft desde la nariz del avión.

Con el posicionamiento del ala establecido, se retorna al calculo del tamaño y localización del tren de aterrizaje, por razones estructurales, el tren de aterrizaje debe estar en el centro del ala; el borde de ataque del ala se encuentra a 3.365 ft desde la nariz del avión, entonces el tren de aterrizaje debe estar a 6.18 ft, medidos desde la nariz del avión; la llanta de la nariz se localiza delante de la pared contrafuego, a 2.26 ft tomando como referencia la nariz del avión.

El tamaño de las llantas depende de la distribución de cargas entre las llantas principales y la llanta de la nariz, estas fuerzas se pueden hallar suponiendo que el peso del avión se localiza en el centro de gravedad y que cada llanta principal soporta la misma fuerza, entonces:

$$F_N + F_M = W_0 \quad \mathbf{(69)}$$

$$F_M * x_2 = W_0 * x_1 \quad \mathbf{(70)}$$

Donde;  $F_N$  es la fuerza soportada por la llanta de la nariz,  $F_M$  es la fuerza sobre las llantas principales,  $W_0$  es el peso del avión,  $x_1$  es la distancia entre

la llanta de nariz hasta el centro de gravedad y  $x_2$  es la distancia entre la llanta de la nariz y las llantas principales. Remplazando valores:

$$F_N + F_M = 1314.06$$

$$F_M * 3.92 = 1314.06 * 2.59$$

$$F_M = 868.22 \text{ lb.}$$

$$F_N = 445.84 \text{ lb.}$$

La fuerza en cada llanta principal es de 434.11 lb. y en la llanta de la nariz es 445.84 lb., con esta información se puede estimar el tamaño aproximado de las llantas, por medio de relaciones empíricas del diámetro y ancho de la llanta, en función de la fuerza a la que es sometida:

$$\text{Diámetro o ancho de la llanta (pulg.)} = A * W^B \quad (71)$$

Donde, para aviones pequeños, los valores de A y B son:

Tabla 1. Diámetro y espesores de llanta

	<b>A</b>	<b>B</b>
Diámetro de llanta	1.51	0.349
Ancho de llanta	0.715	0.312

Fuente: autores

Llantas principales:

$$\text{Diámetro} = 1.51 * 434.11^{0.349}$$

$$\text{Diámetro} = 12.57 \text{ pulg.}$$

$$\text{Ancho} = 0.715 \cdot 434.11^{0.312}$$

$$\text{Ancho} = 4.76 \text{ pulg.}$$

Llanta de la nariz:

$$\text{Diámetro} = 1.51 \cdot 445.84^{0.349}$$

$$\text{Diámetro} = 12.69 \text{ pulg.}$$

$$\text{Ancho} = 0.715 \cdot 445.84^{0.312}$$

$$\text{Ancho} = 4.79 \text{ pulg.}$$

Como en el caso de la hélice, los valores reales serán aquellos, que tengan las llantas producidas por el fabricante; pero deben ser lo mas aproximado a los valores dados en el diseño. Se debe recordar que el centro de gravedad, varia con el tiempo de vuelo, por lo tanto el centro de gravedad hallado es en el momento de despegue. Con todos estos aspectos de diseño se puede hacer una configuración definida del LILIENTHAL.

### **3.15 ESTIMACIÓN DEFINITIVA DEL PESO**

En el diseño anteriormente hecho se estimo el peso en base a datos históricos y datos de otros aviones similares; esto debido a que no se contaba con otra forma de estimar el peso y no se conocía ni la forma o tamaño del avión.

Con la configuración definida, se puede hacer una aproximación mas real del peso del avión una vez construido, estimando el peso de las diferentes partes del avión, para luego estimar un peso total.

Debido a que el peso del avión es un punto crítico en el diseño de un avión, diferentes diseñadores e ingenieros, han establecido ecuaciones y

procedimientos para hallar el peso del avión, luego de tener la configuración definida. La estimación definitiva del peso del LILIENTHAL, se basa en los pesos de construcción aproximados para aviones pequeños:

Tabla 2. Parámetros estimados

Descripción	Medida
Peso de ala	2.5 superficie alar expuesta
Peso del tail horizontal	2* superficie tail horizontal expuesta
Peso del tail vertical	2* superficie tail vertical expuesta
Peso del fuselaje	1.4* área descubierta del fuselaje
Peso del tren de aterrizaje	0.057*W <sub>0</sub>
Peso del motor instalado	1.4* peso del motor
Accesorios	0.1*W <sub>0</sub>

Fuente: autores

Todas las áreas deben estar en pies cuadrados y los pesos en libras, debido a que el peso del tren de aterrizaje y el peso de los accesorios involucran el peso total al momento de despegue, y este esta determinado por los otros elementos; se debe hacer un proceso iterativo hasta que este converja en un peso vacío. (Peso sin ocupantes, carga y combustible).

Las áreas expuestas del ala y del tail y no incluyen las áreas que están cubiertas por el fuselaje

Superficie alar expuesta = 122.2 ft<sup>2</sup>

Superficie tail horizontal expuesta = 30 ft<sup>2</sup>

Superficie tail vertical expuesta = 9 ft<sup>2</sup>

Para hallar el área descubierta del fuselaje, se debe suponer el fuselaje como dos cilindros y un cono unidos entre si.

La sección delantera A, es un cilindro elíptico con una sección transversal elíptica de semieje mayor 2 ft y semieje menor 1.7 ft; la sección central B es un cilindro recto de diámetro 3.5 ft y la sección trasera C, es un cono recto de diámetro de base 3.5 ft y altura 12 ft.

La sección A tiene una área de 21.91 ft<sup>2</sup>, (2.67 ft<sup>2</sup> por sección transversal y 19.24 ft<sup>2</sup> por superficie cilíndrica); la sección B tiene un área de 69.71 ft<sup>2</sup> (6.95 ft<sup>2</sup> por sección transversal expuesta y 62.76 ft<sup>2</sup> por superficie cilíndrica); la sección C tiene un área de 66.67 ft<sup>2</sup>.

El área descubierta del fuselaje es la suma del área de las secciones A, B y C.

Área descubierta del fuselaje = 158.29 ft<sup>2</sup>.

Remplazando los valores

Tabla 3. Parámetros definidos

<b>Descripción</b>	<b>Medida</b>
Peso de ala	305.5 lb.
Peso del tail horizontal	60 lb.
Peso del tail vertical	18 lb.
Peso del fuselaje	221.60 lb.
Peso del tren de aterrizaje	74.9 lb.
Peso del motor instalado	261.11 lb.
Accesorios	131.4 lb.

Fuente: autores

El peso total vacío es de 1072.52 lb.

$$W_0 = W_C + W_P + W_f + W_e \quad (1)$$

Donde;  $W_0$  es el peso total al momento de despegue,  $W_C$  es el peso de cabina,  $W_p$  es el peso de carga y  $W_f$  es el peso de combustible y  $W_e$  es el peso muerto o peso total vacío; entonces, remplazando:

$$W_0 = 330 + 60 + 109.343 + 1072.52$$

$$W_0 = 1571.86 \text{ lb.}$$

Con este valor volvemos a calcular el peso del tren de aterrizaje y el peso de los accesorios:

Peso del tren de aterrizaje = 89.59 lb.

Peso de los accesorios = 157.19 lb.

Entonces,  $W_e = 1112.98$  lb. y  $W_0 = 1612.33$  lb.; este es un proceso iterativo, por lo tanto se repite hasta encontrar la convergencia.

Tabla 4. Iteración de parámetros

Iteración	$W_e$ (lb)	$W_{\text{accesorios}}$ (lb.)	$W_0$ (lb.)
1	1119.35	161.233	1618.69
2	1120.337	161.869	1619.68
3	1120.497	161.968	1619.84
4	1120.499	161.984	1619.86
5	1120.5	161.986	1619.87
6	1120.5	161.987	1619.87

Fuente: autores

El peso total al momento de despegue es de 1619.87 lb.

### 3.16 ANÁLISIS DE RENDIMIENTO

Luego de estimar el peso definitivo, se deben recalculan los parámetros principales, hallados con la primera estimación del peso; que se hizo al comenzar el diseño de la aeronave.

$$\text{Carga Alar: } \left(\frac{W}{S}\right) = 1619.87 / 144.87 \quad \left(\frac{W}{S}\right) = 11.25 \text{ lb/ft}^2$$

$$\text{Carga de Potencia: } \left(\frac{W}{P}\right) = 1619.87 / 65 \quad \left(\frac{W}{P}\right) = 24.92 \text{ lb/Hp}$$

Los cambios en los coeficientes aerodinámicos se desprecian, y se asumen igual a los que se halló anteriormente:

$$C_{D,o} = 0.017$$

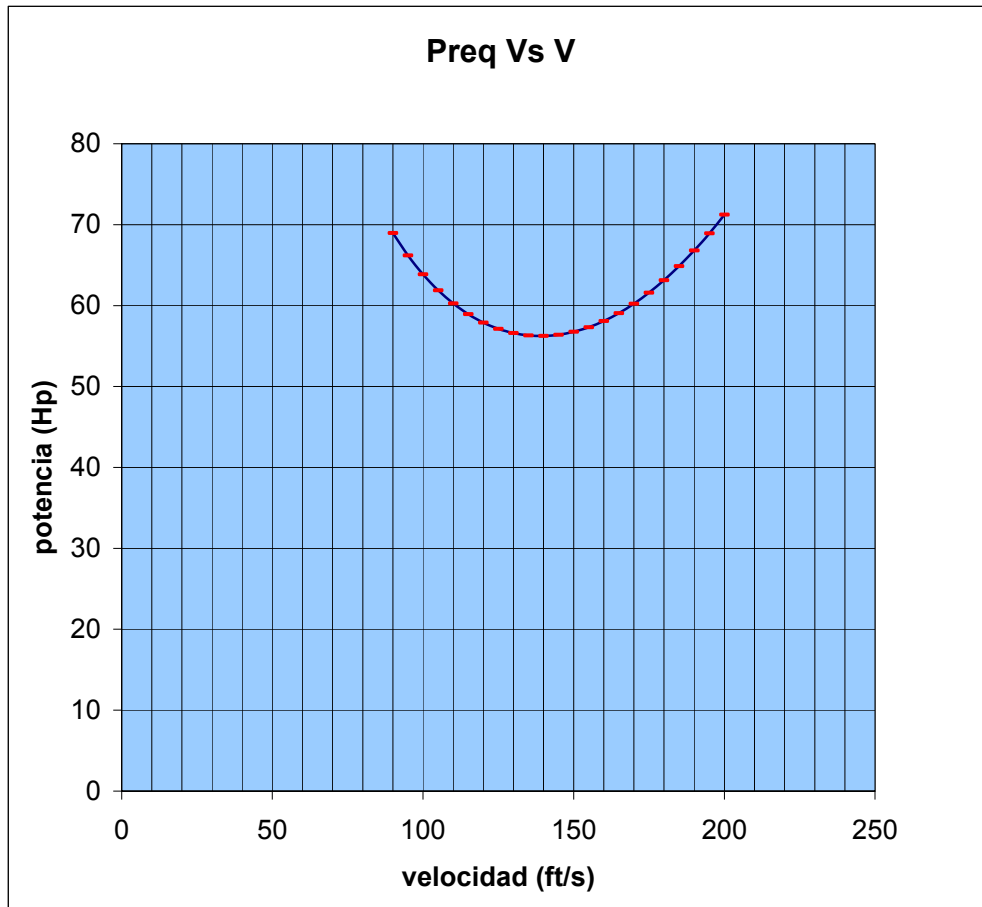
$$K = 0.1021$$

$$(C_L)_{\max} = 2.07$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = 12$$

**3.16.1 Curva de potencia requerida vs. Potencia disponible.** Dado que el nivel de crucero es 12000 pies, la potencia disponible debe ser calculada para esta altitud; el peso se asume como el peso total, y no peso a velocidad de crucero como se tomo anteriormente.

Figura 20. Curva potencia VS Velocidad

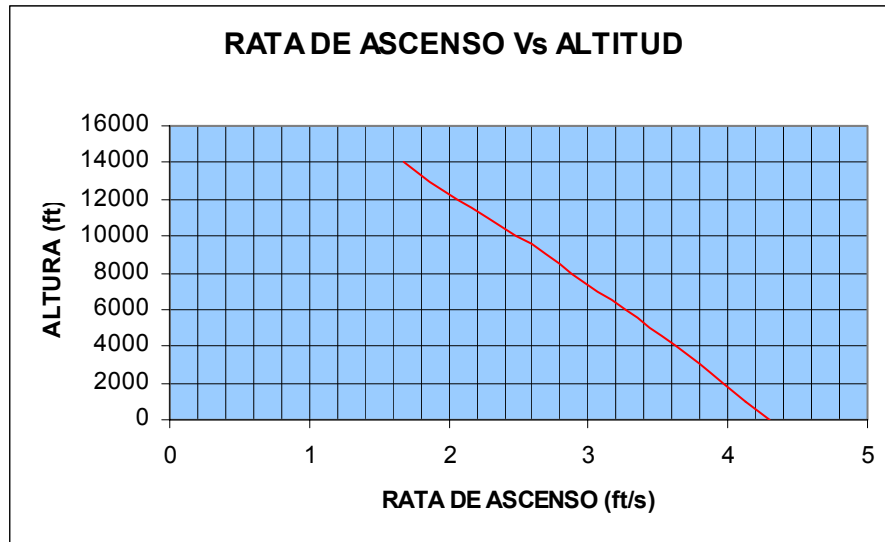


Fuente: autores

### 3.17 RATA DE ASCENSO

La variación de máxima rata de ascenso, se asume en cada altitud como peso definitivo (1619.87 lb.)

Figura 21. Curva Altura VS rata de ascenso



Fuente: autores

### 3.18 VELOCIDAD DE PÉRDIDA

El valor de  $(C_L)_{\max} = 2.07$ , obtenido anteriormente no cambia; pero la carga alar cambio en función del peso por lo tanto:

$$V_{stall} = \left[ \frac{\left( \frac{2 * W}{S} \right)}{P_0 * (C_L)_{\max}} \right]^{1/2} \quad (72)$$

$$V_{stall} = 67.6 \text{ ft/s}$$

### 3.19 DISTANCIA DE ATERRIZAJE

Ahora se examinara la distancia de aterrizaje; la distancia de aterrizaje es la suma de la distancia de acercamiento ( $s_a$ ), la distancia de decolaje ( $s_f$ ) y la

distancia de carreteo ( $s_g$ ). Se debe tener en cuenta que el ángulo de decolaje ( $\theta_a$ ) es menor a 3 grados para aviación civil, por lo tanto la distancia para el decolaje será:

$$R = \frac{V_f^2}{0.2 * g} \quad (73)$$

Donde  $V_f$  , será dada por:

$$V_f = 1.23 * V_{stall} \quad (74)$$

$$V_f = 1.23 * 67.6$$

$$V_f = 83.15 \text{ ft/s}$$

Remplazando:

$$R = 83.15^2 / 0.2 * 32.2$$

$$R = 1073.54 \text{ ft}$$

La altura para el decolaje esta dada por la ecuación:

$$h_f = R * (1 - \text{Cos} \theta_a) \quad (75)$$

$$h_f = 1.47 \text{ ft}$$

Finalmente, la distancia de aproximación sin obstáculos a 50 ft es dada por la ecuación:

$$S_a = \left[ \frac{50 - h_f}{\text{Tan} \theta_a} \right] \quad (76)$$

$$S_a = [50 - 1.47] / \tan 3^\circ$$

$$S_a = 925.98 \text{ ft}$$

La distancia de decolaje esta dada por la ecuación:

$$S_f = R * \text{Sen} \theta_a \quad (77)$$

$$S_f = 56.18 \text{ ft}$$

para la hallar aproximadamente la distancia de carreteo, se asume que el coeficiente de sustentación es bajo (con los flaps completamente retraídos) y un ángulo de ataque casi nulo, entonces la ecuación quedará:

$$S_g = S_g = J * N * \left[ \frac{2 * W}{P_0 * S * C_{Lmax}} \right]^{1/2} + \left[ \frac{J^2 * \left( \frac{W}{S} \right)}{(g * P_0 * C_{Lmax} * \mu_r)} \right] \quad (78)$$

Donde J = 1.15 para aviones comerciales y N es el tiempo de aplicación de frenos (N = 3), luego de empezar el carreteo y  $\mu_r$  es el factor de fricción relativo ( $\mu_r = 0.4$ ); simplificando y remplazando los valores:

$$S_g = 69.55[W/S]^{1/2} + 20.87 [W/S]$$

$$S_g = 69.55[11.25]^{1/2} + 20.87 [11.25]$$

$$S_g = 468.07 \text{ ft}$$

Remplazando la distancia de aterrizaje es 1450.22 ft

### 3.20 DISTANCIA DE DESPEGUE

Para estimar la distancia de carreteo, se utiliza la siguiente ecuación:

$$S_g = \left[ \frac{1.21 * \left(\frac{W}{S}\right)}{g * p_0 * C_{L_{max}} * \left(\frac{T}{W}\right)} \right] \quad (79)$$

El valor de  $T/W$  se asume para una velocidad  $V_\infty = 0.7 V_{L0}$ , donde  $V_{L0}$  es la velocidad libre de sustentación, se toma  $V_{L0} = 1.1 V_{stall}$

$$V_\infty = 0.77 * V_{stall}$$

$$V_\infty = 52.05 \text{ ft/s}$$

La potencia disponible esta es dada por la ecuación:

$$P_A = \eta_{pr} * P \quad (80)$$

$$P_A = T_A * V_\infty \quad (81)$$

$$T_A = 480.79 \text{ lb.}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{0.7V_{L0}} = 480.79 / 1619.87$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{0.7V_{L0}} = 0.297$$

Retomando y reemplazando:

$$S_g = [1.21 * (11.25)] / [32.2 * 0.002377 * 1.71 * 0.297]$$

$$S_g = 350.19 \text{ ft}$$

Para obtener la distancia cubierta de la pista aérea libre de obstáculo, se requiere calcular el radio de vuelo:

$$R = 6.96 * \left( \frac{V_{stall}^2}{g} \right)$$

$$R = 987.75 \text{ ft}$$

El ángulo de despegue es dado por la ecuación:

$$\theta_{OB} = \text{Cos}^{-1} \left( 1 - \left( \frac{h_{OB}}{R} \right) \right) \quad \text{(82)}$$

Donde es la altura de obstáculo,  $h_{OB} = 50 \text{ ft}$ ; entonces:

$$\theta_{OB} = 18.3^\circ$$

La distancia de pista aérea es dada por:

$$S_a = R * \text{Sen} \theta_{OB} \quad \text{(83)}$$

$$S_a = 987.75 * \text{sen } 18.3$$

$$S_a = 310.15 \text{ ft}$$

La distancia de despegue es 660.33 ft

### 3.21 OPTIMIZACIÓN DE DISEÑO

Esta es la ultima etapa del diseño del LILIENTHAL, se harán los cambios para facilitar construcción o mejorar el rendimiento aeronáutico.

Los cálculos anteriores dieron valores aceptables, para el rendimiento aerodinámico, aunque la velocidad de pérdida resultó mayor que los requerimientos; por lo tanto, por motivos de facilidad de construcción y buscando un mejor rendimiento aeronáutico; se cambiaran algunas dimensiones en la secciona alar y la sección del tail horizontal y vertical:

Tabla 5. Parámetros a optimizar

<b>PARAMETRO</b>	<b>DATOS DE DISEÑO</b>	<b>DATOS OPTIMIZADOS</b>
Perfil alar	NACA 65018	NACA 65018
Envergadura alar	27.03 ft (8.2387 m)	30.84 ft (9.4 m)
Cuerda en la raíz del ala	5.63 ft (1.716 m)	5.5775 ft (1.7 m)
Cuerda en la punta del ala	4.79 ft (1.46 m)	4.9212 ft (1.5 m)
Localización del m.a.c.	6.575 ft (2.0 m)	7.5492 ft (2.3 m)
Taper ratio	0.85	0.8823
m.a.c.	5.22 ft (1.591 m)	5.2561 ft (1.602 m)
Área alar	140.77 ft <sup>2</sup> (13.07 m <sup>2</sup> )	142.95 ft <sup>2</sup> (13.28 m <sup>2</sup> )
Largo de cabina	3 ft (0.9144 m)	5.577 ft ( 1.7 m)
Ancho de cabina	3.34 ft (1.018 m)	3.61 ft (1.10 m)
Alto de cabina	2.7 ft (0.823 m)	3.64 ft (1.11 m)
CG. (1 <sup>er</sup> estimación )	4.85 ft (1.4781 m)	4.54 ft ( 1.383 m)
Área de tail horizontal	33.08 ft <sup>2</sup> (3.0732 m <sup>2</sup> )	20.29 ft <sup>2</sup> (1.885 m <sup>2</sup> )
Área del tail vertical	9.73 ft <sup>2</sup> (0.9039 m <sup>2</sup> )	5.588 ft <sup>2</sup> (0.5191 m <sup>2</sup> )
Perfil del tail horizontal	NACA 0012	NACA 0012
Perfil del tail vertical	NACA 0009	NACA 0009
Taper ratio horizontal	1	1
Aspect ratio t. horizontal	4	4.47
Envergadura t. horizontal	11.5 ft (3.5052 m)	9.5144 ft (2.9 m)
Cuerda del tail horizontal	2.88 ft (0.8778 m)	2.1325 ft (0.65 m)

<b>PARAMETRO</b>	<b>DATOS DE DISEÑO</b>	<b>DATOS OPTIMIZADOS</b>
Localización m.a.c. del t.h.	2.875 ft (0.8763 m)	2.3787 ft (0.725 m)
Aspect ratio t. vertical	1.5	3
Altura del tail vertical	3.82 ft (1.1643 m)	4.1995 ft (1.28 m)
Taper ratio t. vertical	0.75	0.675
Cuerda en la raíz t. vertical	2.91 ft (0.887 m)	1.68 ft (0.512 m)
Cuerda en la punta t. v.	2.18 ft (0.6644 m)	1.132 ft (0.345 m)
Localización m.a.c. del t. v.	1.82 ft (0.5547 m)	1.964 ft (0.5986 m)
m.a.c. del tail vertical	2.56 ft (0.7803 m)	1.4246 ft (0.432 m)
Diámetro del hélice	5.2 ft (1.584 m)	5.2 ft (1.584 m)

Fuente: autores

Con estos datos optimizados se vuelve a calcular el peso definitivo

Tabla 6. Parámetros optimizados.

<b>Descripción</b>	<b>Peso</b>
Peso de ala	322.92 lb.
Peso del tail horizontal	37.39 lb.
Peso del tail vertical	10.92 lb.
Peso del fuselaje	221.60 lb.
Peso del tren de aterrizaje	75.4 lb.
Peso del motor instalado	261.11 lb.
Accesorios	132.27 lb.

Fuente: autores

El peso total vacío es 1061.61 lb.

$$W_0 = W_C + W_P + W_f + W_e \quad (1)$$

Donde;  $W_0$  es el peso total al momento de despegue,  $W_c$  es el peso de cabina,  $W_p$  es el peso de carga y  $W_f$  es el peso de combustible y  $W_e$  es el peso muerto o peso total vacío; entonces, reemplazando:

$$W_0 = 330 + 60 + 109.343 + 1061.61$$

$$W_0 = 1560.95 \text{ lb.}$$

Con este valor volvemos a calcular el peso del tren de aterrizaje y el peso de los accesorios; este es un proceso iterativo, por lo tanto se repite hasta encontrar la convergencia.

Tabla 7. Nueva iteración para calcular el peso del tren y de los accesorios

ITERACION	PESO VACIO (lb.)	PESO TOTAL (lb.)
1	1099.012	1598.3557
2	1104.8848	1604.2278
3	1105.8067	1605.1497
4	1105.9515	1605.2945
5	1105.9742	1605.3172
6	1105.9778	1605.3208

Fuente: autores

El peso total al momento de despegue es de 1605.33 lb.

$$\text{Carga Alar: } \left( \frac{W}{S} \right) = 1605.33 / 142.95 \quad \left( \frac{W}{S} \right) = 11.23 \text{ lb/ft}^2$$

Carga de Potencia:  $\left(\frac{W}{P}\right) = 1605.33/65 \quad \left(\frac{W}{P}\right) = 24.69 \text{ lb/Hp}$

Los cambios en los coeficientes aerodinámicos se desprecian, y se asumen igual a los que se halló anteriormente:

$$C_{D,o} = 0.017$$

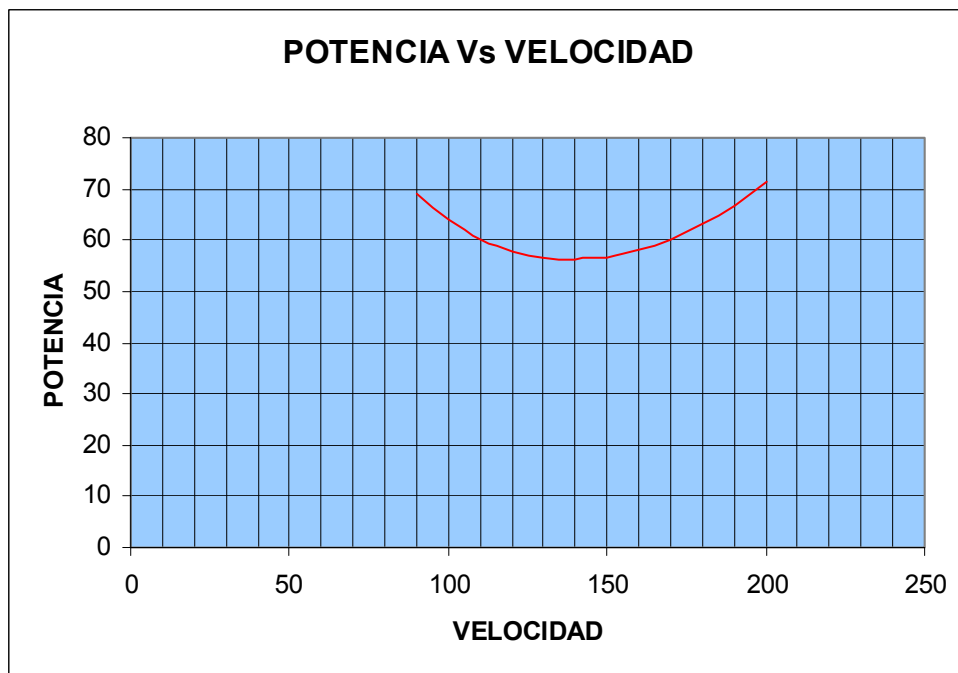
$$K = 0.1021$$

$$(C_L)_{\max} = 2.07$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = 12$$

Curva de Potencia Requerida vs. Potencia Disponible

Figura 22. Curva potencia VS Velocidad



Fuente: autores

Velocidad de perdida = 67.56 ft/s

Distancia de aterrizaje = 1449.5776 ft

Distancia de despegue = 657.3841 ft

## **4. DETERMINACIÓN DE LAS CARGAS DE DISEÑO DEL ALA DEL LILIENTHAL**

El objeto de estudio para esta evaluación de tolerancia al daño es el ala del avión LILIENTHAL. De acuerdo con el método para realizar esta evaluación, presentado anteriormente, corresponde llevar a cabo la etapa de preparación. El objetivo de esta etapa es determinar los EEP y EEC.

Las cargas de diseño se determinarán siguiendo los requerimientos de la norma FAR-23, en particular el capítulo 23.301 referente a cargas en vuelo.

### **4.1 DEFINICIONES**

Cargas límite: cargas máximas anticipadas en el avión durante su vida útil. La estructura del avión debe ser capaz de soportar las cargas límite sin sufrir deformaciones permanentes.

Mientras actúen cargas menores que los límites la deformación de la estructura debe ser tal que no interfiera con la operación segura del avión.

Cargas últimas o de diseño: Equivalen a las cargas límite multiplicadas por un factor de seguridad (F.S.) En general el factor de seguridad es 1,5.

Factores de carga: El término factor de carga, normalmente designado con el símbolo  $n$ , es definido como el factor por el cual las fuerzas que actúan sobre el avión en vuelo estacionario deben ser multiplicadas para obtener un sistema estático de fuerzas equivalente al sistema dinámico de fuerzas que actúa durante la aceleración del avión. Cuando la fuerza resultante aerodinámica actúe hacia arriba con respecto al avión el factor de carga se define positivo.

$$n = \left( \frac{L}{W} \right) \quad (84)$$

Donde L es la sustentación y W es el peso del avión. Las solicitaciones impuestas sobre el avión pueden ser tratadas en términos de factores de carga. Los factores de carga límite son los factores de carga máximos que pueden ocurrir durante el servicio de un avión en particular.

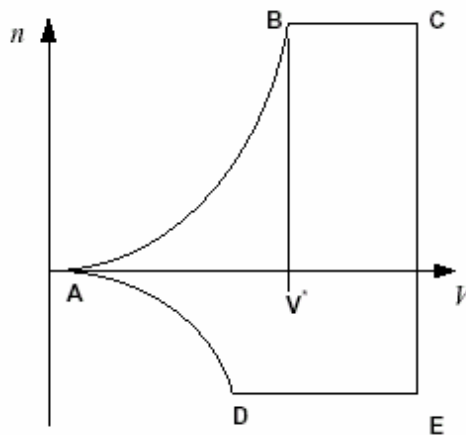
Los factores de carga de diseño son iguales a los factores de carga límite multiplicados por el factor de seguridad, y estas cargas de diseño deben ser soportadas por la estructura sin ruptura o colapso.

## 4.2 EL DIAGRAMA V-N

**4.2.1. Generalidades.** El diagrama velocidad v/s factor de carga ilustra las limitaciones estructurales y aerodinámicas para un avión dado. A continuación se muestra un esquema de un diagrama V-n:

Esquema de un diagrama V-n.

Figura 23. Diagrama v-n



Fuente: autores

La curva AB representa la limitación aerodinámica definida por la máxima sustentación que pueden generar las alas del avión a cada velocidad. En esta condición el ángulo de ataque es el máximo antes de que se produzca la pérdida de sustentación. La fuerza máxima de sustentación está dada por:

$$L = \frac{C_{L\max} * P_0 * S * V_\infty^2}{2} \quad (85)$$

Donde,  $C_{L\max}$  es el máximo coeficiente de sustentación que puede desarrollar el avión,  $p_0$  es la densidad del aire al nivel del mar,  $S$  es la superficie del ala y  $V_\infty$  es la velocidad indicada relativa del aire respecto del avión. Por lo tanto el factor de carga expresado en función de la velocidad entre A y B queda:

$$\eta_{AB} = \left[ \frac{C_{L\max} * P_0 * V_\infty^2}{2 * W} \right] \quad (86)$$

La línea horizontal BC denota el factor de carga límite positivo en el diagrama V-n. A la velocidad  $V^*$  el avión puede realizar maniobras que alcancen un factor de carga igual al máximo definido como parámetro de diseño. A esta velocidad se le denomina velocidad de maniobra. A partir de las ecuaciones anteriores se obtiene que:

$$V^* = \left[ \frac{\left( 2 * \eta_{\max} * \left( \frac{W}{S} \right) \right)^{1/2}}{C_{L\max} * P_0} \right] \quad (87)$$

A velocidades mayores a  $V^*$ , el avión debe volar a valores de menores  $C_L$  que  $C_{L\max}$ , para no superar el factor de carga máximo. El segmento vertical CE representa el límite de velocidad. A velocidades más altas que esta las

presiones dinámicas superan el rango de diseño del avión. La parte inferior del diagrama corresponde a ángulos absolutos negativos de ataque, es decir, sustentación negativa; por lo tanto los factores de carga son negativos.

Puesto que los diagramas V-n se construyen para análisis de esfuerzos, las velocidades consideradas son velocidades indicadas, cuya equivalencia a velocidades referidas a tierra es:

$$V_{\infty} = \left( \frac{P_0}{P_{\infty}} \right)^{1/2} * V_{\infty} \quad (88)$$

La ventaja de trabajar con velocidades indicadas es que se independiza el diagrama V-n de la altitud, puesto que la presión dinámica asociada a estas velocidades no depende de la densidad del aire. Las velocidades de diseño proporcionadas anteriormente son:

Velocidad de crucero:  $V_c = 53.645 \text{ m/s}$  (176 ft/s)

Velocidad de pérdida:

Con flaps arriba:  $V_s = 22.66 \text{ m/s}$  (74.33 ft/s)

Con flaps abajo:  $V_{sf} = 20.59 \text{ m/s}$  (67.56 ft/s)

Con factor de carga negativo.

Del gráfico coeficiente de sustentación v/s ángulo de ataque, el coeficiente de sustentación mínimo es:

$$C_{Lmin} = 1.2$$

La velocidad crítica de pérdida de sustentación se produce cuando el avión en condiciones de  $C_{Lmin}$  genera sustentación (negativa) igual al peso del avión (esto se produce en vuelo invertido). La velocidad de pérdida calculada a partir de la ecuación con  $n = 1$  es:

$$V_s^- = \left[ \frac{2 \cdot 1 \cdot (537.715)}{1.2 \cdot 1.225} \right]^{1/2}$$

$$V_s^- = 27.04 \text{ m/s}$$

**4.2.2 Factores de carga límite.** Para aviones de categoría utilitaria la norma FAR-23 establece:

- Factor de carga máximo positivo  $n = 4.4$
- Factor de carga máximo negativo  $n = -2$ .

**4.2.3 Factores de carga de ráfagas.** El avión debe soportar cargas que resulten de ráfagas. Estas cargas actúan sobre las superficies que generan sustentación. El análisis racional para estimar estas cargas es asumir una ráfaga de la siguiente forma:

$$U = \left[ \left( \frac{U_{DE}}{2} \right) \right] * \left[ 1 - \cos \left( \frac{S}{25 * \hat{c}} \right) \right] \quad (89)$$

La norma FAR-23 establece que se debe considerar los siguientes casos:

i) Ráfagas positivas y negativas a  $V_c$  con  $U_{de} = 50$  f.p.s a altitudes entre el nivel del mar y 20.000 ft. Entre 20.000 ft y 50.000 Ude se debe reducir linealmente de 50 f.p.s. a 25 f.p.s.

ii) Ráfagas positivas y negativas a  $V_d$  con  $U_{de} = 25$  f.p.s a altitudes entre el nivel del mar y 20.000 ft. Entre 20.000 ft y 50.000 Ude se debe reducir linealmente de 25 f.p.s. a 12.5 f.p.s. De esta forma se pueden calcular los factores de carga de ráfagas a cada velocidad. Además del método racional anteriormente mencionado, la FAR-23 propone una relación para calcular factores de carga de ráfagas aproximados, de la siguiente forma:

$$\eta_g = 1 + \left[ K_g * U_{DE} * V_\infty * \frac{da}{da} \left( \frac{1.63 * \left( \frac{m * g}{S} \right)}{\right)} \right] \quad (90)$$

$$K_g = \frac{0.88 * \mu_g}{503 + \mu_g} \quad (91)$$

$$\mu_g = \frac{2 * \left( \frac{m * g}{S} \right)}{p * g * \hat{c} * a} \quad (92)$$

**4.2.3. Diagrama v-n sin considerar cargas de ráfaga.** Para factores de carga positivos, con  $n=4.4$  y  $C_{L \max}=1.206$ :

$$V^* = \left[ \frac{2 * \eta_{\max} * \left( \frac{W}{S} \right)}{C_{L \max} * P_0} \right]^{1/2} \quad (93)$$

$$V^* = [[2*4.4*537.715] / [1.225*2.07]]^{1/2}$$

$$V^* = 43.2 \text{ m/s}$$

Es muy interesante que la velocidad de maniobra no sea mayor que la velocidad de crucero. Esto quiere decir que el piloto debe realizar maniobras con más restricciones que la pérdida de sustentación a velocidades bajo  $V_C$ .

$$n = \left[ \frac{2.07 * 1.225 * V_{\infty}^2}{2 * 537.715} \right] \quad (94)$$

$$n = 0.0023579 * V_{\infty}^2$$

Para factores de carga negativos, con  $n = -2$  y  $C_{L_{\min}} = -1.2$ :

$$V^* = \left[ \frac{2 * 2 * 537.715}{1.225 * 1.2} \right]^{1/2}$$

$$V^* = 38.28 \text{ m/s}$$

$$n = 0.0013669 * V_{\infty}^2$$

**4.2.4. Diagrama v-n considerando cargas de ráfaga.** A continuación se calcularán los factores de carga de ráfagas mediante el método aproximado propuesto por la norma FAR 23, Se consideran los siguientes datos:

$$W = 728.165 \text{ Kg.}$$

$$S = 13.28 \text{ m}^2$$

$$g = 9.81 \text{ m/s}^2$$

$$a = 4.526 \text{ rad}^{-1}$$

$$\hat{c} = 1.602 \text{ m}$$

$$\mu_g = \frac{2 * 537.715}{1.225 * 9.81 * 1.602 * 4.526}$$

$$\mu_g = 12.342$$

$$K_g = \frac{0.88 * 12.342}{503 + 12.342}$$

$$K_g = 0.6156$$

$$\eta_g = 1 + \left[ \frac{0.6156 * U_{DE} * V_{\infty} * 4.526}{1.63 * 537.715} \right]$$

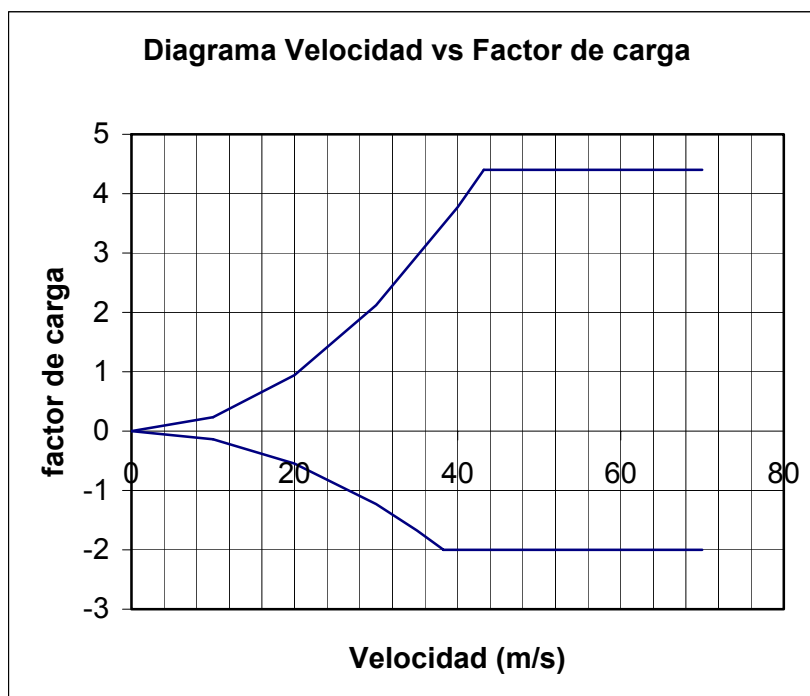
$$\eta_g = 1 + 0.00318 * U_{DE} * V_{\infty}$$

Con  $U_{DE} = 50 \text{ ft/s}$  (15.24 m/s) y  $V_{\infty} = V_C = 176 \text{ ft/s}$  (53.65 m/s)

$$\eta_g = 3.6$$

Considerando los factores de carga definidos por la norma FAR-23 para aviones de categoría ultraliviano con las especificaciones del avión proporcionadas por el diseño y factores de carga calculados con ráfagas según el método aproximado, se construyó el diagrama V-n para el LILIENTHAL. Este diagrama es válido al nivel del mar.

Figura 24. Diagrama de Velocidad vs. factor de carga



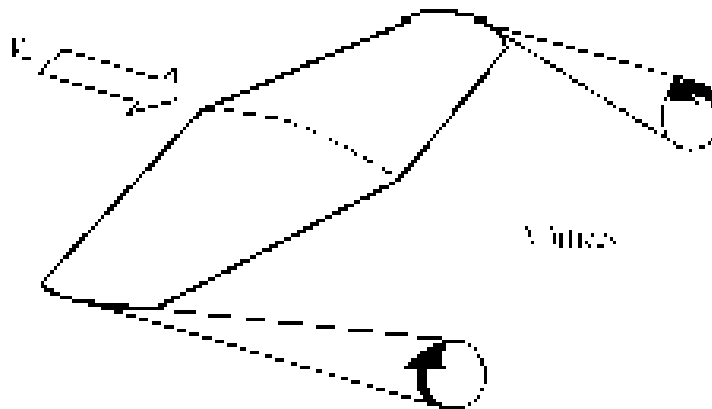
Fuente: autores

**4.2.5. Distribución de coeficientes de sustentación a lo largo del ala.** Las propiedades del perfil NACA 65018, determinadas en el diseño aerodinámico pueden ser consideradas como las propiedades de un ala de largo infinito.

En alas finitas se observan coeficientes de sustentación más bajos que los que se obtienen de resultados experimentales para su perfil.

La diferencia entre la sustentación producida por un ala de largo finito y una de largo infinito es en gran parte debida a los fuertes vórtices que se producen en las puntas del ala. Estos vórtices generan cambios en los campos de velocidad y de presión alrededor del ala.

Figura 25. Vórtices en las puntas del ala



Fuente: autores

Los vórtices, que se muestran en la figura, generan una componente de velocidad descendente a todo el largo del ala. Esta componente es máxima en la punta del ala y su efecto se puede suponer como una disminución de ángulo de ataque efectivo. Esta suposición, cuya validación escapa del alcance de este trabajo, permite adoptar las distribuciones de presión determinadas para el perfil del ala como válidas para el ángulo de ataque efectivo. De esta forma, a continuación se implementará un método para determinar la distribución de coeficientes de sustentación a lo largo del ala, que es lo mismo que determinar una distribución de ángulos de ataque

efectivos, pues existe entre ellos una correspondencia bi-unívoca, dada por los resultados experimentales.

Existen varios métodos para calcular distribuciones de coeficientes de sustentación. Se eligió el método propuesto en el Informe Técnico N° 2751 de la NACA [58] por permitir una rápida implementación y tomar en cuenta las propiedades geométricas del ala del LILIENTHAL.

El método elegido permite una forma arbitraria de la planta del ala y torsión del ala. A continuación presentara la tabla implementada en EXCEL; para hallar le carga sobre el ala.

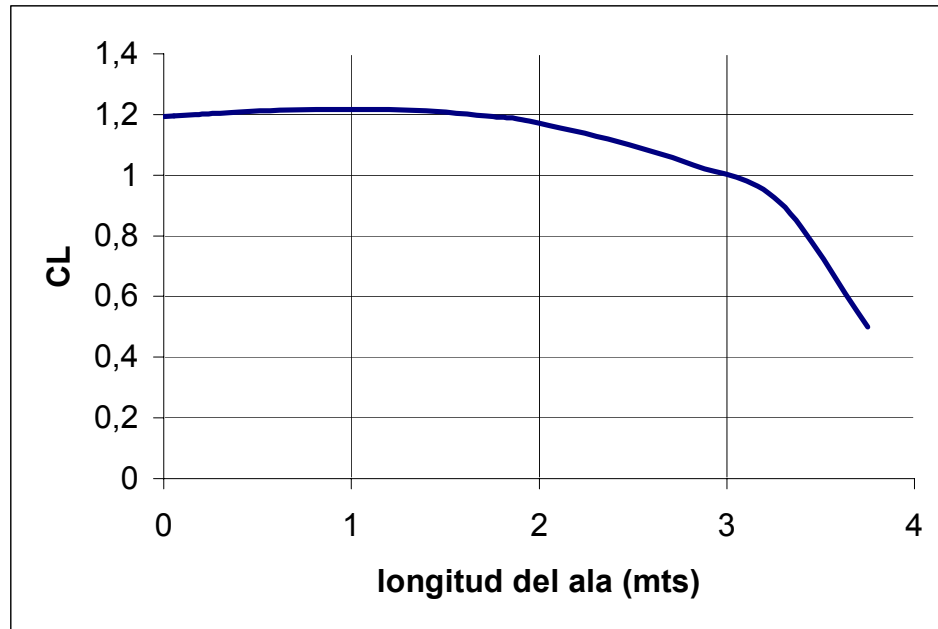
Tabla 8. Cargas sobre el ala

Y	y/b	c	$[1-(y/b)^2]^{1/2}$	$[4S/2\pi]* [1-(y/b)^2]^{1/2}$	C <sub>cl</sub>	C <sub>L</sub>
0	0	66,9291	1	92,7682	79,84865	1,19303337
2,207	0,0145605	66,6784	0,99989399	92,75836571	79,7183829	1,19556532
4,414	0,0291209	66,4279	0,9995759	92,7288566	79,5783783	1,19796619
6,621	0,0436814	66,1772	0,99904551	92,67965386	79,4284269	1,20023856
8,828	0,0582419	65,9265	0,9983025	92,61072612	79,2686131	1,2023786
24,2428	0,1599395	64,1772	0,98712682	91,57397792	77,875589	1,21344635
39,6568	0,2616319	62,4276	0,96516774	89,53687358	75,9822368	1,21712571
55,0687	0,3633104	60,678	0,93166816	86,42917814	73,5535891	1,21219534
70,4817	0,4649962	59,3221	0,8853127	82,12886531	70,7254827	1,19222824
72,8346	0,4805192	59,055	0,87698421	81,35624681	70,2056234	1,1888176
75,1031	0,4954854	59,055	0,86861627	80,57996767	69,8174838	1,18224509
93,1548	0,6145797	59,055	0,78885471	73,18063146	66,1178157	1,11959725
111,1221	0,7331172	59,055	0,68010227	63,09186377	61,0734319	1,03417885
129,0894	0,8516548	59,055	0,5241032	48,62011088	53,8375554	0,9116511
151,5748	1	59,055	0	0	29,5275	0,5

Fuente: autores

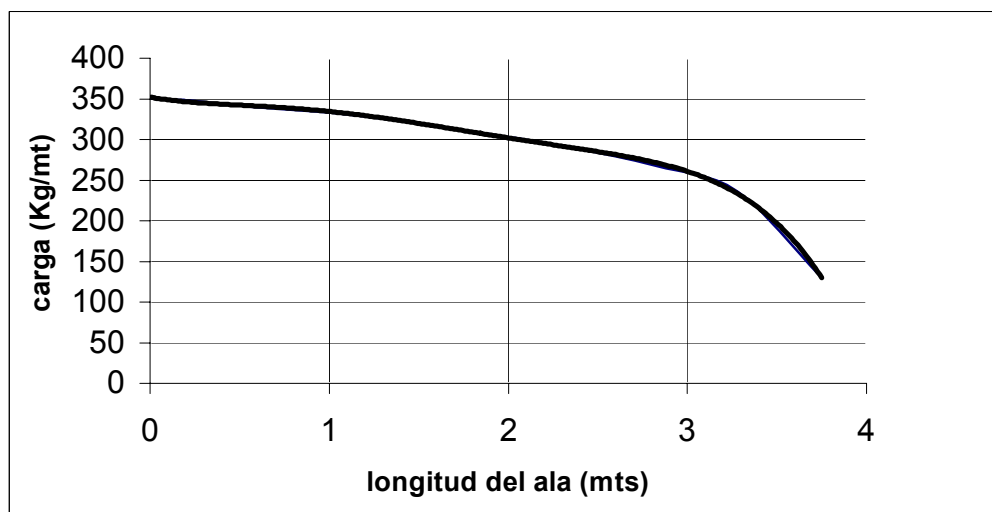
Graficando el valor de  $C_L$  y distribución de la carga sobre el ala:

Figura 26. Coeficiente de sustentación vs. Longitud del ala



Fuente: autores

Figura 27. Carga Vs Longitud del ala



Fuente: autores

Haciendo una regresión lineal, se halla la ecuación que rige la carga sobre el ala:

$$y = -3,2764x^5 + 24,749x^4 - 65,604x^3 + 65,343x^2 - 38,869x + 352,11 \text{ (95)}$$

Integrando esta ecuación se puede hallar la fuerza, que será el área bajo la curva:

$$\text{Fuerza sobre el ala (F}_s\text{)} = 1104.45 \text{ Kg.}$$

Con este valor y la ecuación se halla el centroide:

$$\text{Centroide (x)} = 1.7045 \text{ mts.}$$

## 5. DETERMINACIÓN DE LAS CARGAS EN LAS SUPERFICIES DE CONTROL

### 5.1. CARGAS SOBRE EL EMPENAJE

Para este trabajo nos interesa estudiar los requerimientos necesarios para una aeronave de categoría utilitaria, estos se encuentran en la norma FAR 23, la cual define los estándares de certificación para aeronaves de categorías normal, utilitario, acrobática y transporte de menos de 5700 kg de peso al momento de despegar. Las cargas sobre el empenaje las podemos clasificar en cargas sobre el estabilizador horizontal y cargas sobre el estabilizador vertical.

#### 5.1.2 Estabilizador horizontal

**Cargas de equilibrio.** Las cargas de equilibrio tienen por objeto balancear las fuerzas aerodinámicas producidas en el ala para mantener equilibrado el avión en su eje de cabeceo. Estas cargas fueron calculadas para la condición más crítica, correspondiente a una maniobra límite con un factor de carga de  $n=4.4$  a velocidad crucero.

$$L_t = 231.5 \text{ Kg.}$$

**Cargas de maniobra.** Los requerimientos de FAR 23, referentes a cargas de maniobras señalan que se deben considerar una maniobra, en la cual se debe llevar el elevador hasta una de sus posiciones extremas y luego repentinamente a su posición opuesta. Como no se dispone de datos

experimentales, se considerará la carga de maniobra igual a la carga de equilibrio máxima, la cual fue calculada en el punto anterior.

**Cargas de ráfagas.** Según FAR 23.425 disponemos de la siguiente fórmula para calcular el incremento de sustentación producido por ráfagas.

$$\Delta L_{ht} = \left( \frac{K_g * U_{DE} * V * a_{kt} * S_{ht}}{498} \right) * \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (96)$$

**5.1.3 Estabilizador vertical.** Según FAR 23.425 disponemos de la siguiente fórmula para calcular el incremento de sustentación producido por ráfagas.

$$L_{vt} = \left( \frac{K_{gt} * U_{DE} * V * a_{vt} * S_{vt}}{498} \right) \quad (97)$$

**Cargas de maniobra.** Como no se dispone de datos experimentales para este avión, se considerará la carga de maniobra igual a la carga de ráfaga

$$\Delta L_{vt} = \left( \frac{K_{gt} * U_{DE} * V * a_{vt} * S_{vt}}{498} \right) \quad (98)$$

## 6. DETERMINACIÓN DE LAS CARGAS DEL TREN

Las cargas son calculadas de acuerdo a la norma FAR -23

### 6.1 RUEDA NARIZ Y TREN PRINCIPAL EN CONTACTO CON EL PISO

Factor de carga  $n = 3.5$

$$L = 0.67W \text{ (99)}$$

Máximo peso de diseño: 1500 libras

Componente vertical al centro de gravedad:

$$V = n * W \text{ (100)}$$

$$V = 3.5 * 1500 = 5250 \text{ Libras}$$

Componente horizontal al centro de gravedad:

$$H = K * n * W \text{ (101)}$$

$$H = 0.25 * 5250 = 1313 \text{ Libras}$$

Componente vertical al piso:

$$V_g = (n - L) * W \text{ (102)}$$

$$V_g = (3.5 - 0.67) * 1500 = 4245 \text{ libras}$$

Componente horizontal al piso:

$$H_g = K * n * W \text{ (103)}$$

$$H_g = 0.25 * 5250 = 1313 \text{ Libras}$$

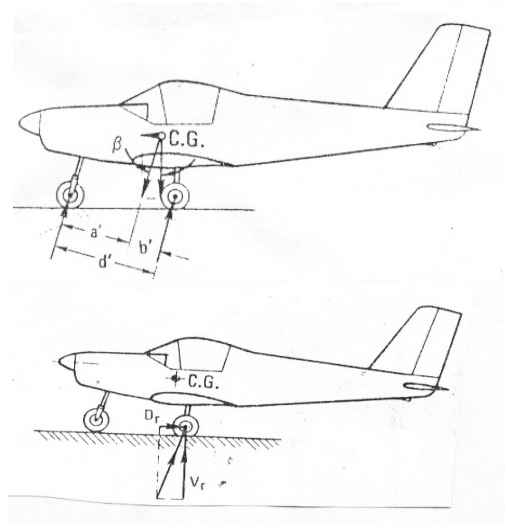
Con estas dos componentes trazamos el vector resultante a través del centro de gravedad.

El ángulo de la fuerza resultante con respecto a la vertical es  $\beta$ .

$$\tan\beta = 1313/4245 = 0.309 \quad \beta = 17.1^\circ$$

### 6.1.1. Cargas sobre las ruedas principales (ambas ruedas)

Figura 28. Cargas sobre las ruedas principales



Fuente: [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

$$V_r = (n-L) \cdot W \cdot (a/d) \quad (104)$$

$$V_r = (3.5 - 0.67) \times 1500 \times 30.8 / 45.2 = 3085 \text{ Libras}$$

$$D_r = K \cdot n \cdot w \cdot (a/d) \quad (105)$$

$$D_r = 0.25 \times 3.5 \times 1600 \times 30.8 / 45.2 = 954 \text{ Libras}$$

Para cada Rueda:

$$V_r/2 = 3085/2 = 1543 \text{ Libras}$$

$$D_r = 954/2 = 477 \text{ Libras}$$

### 6.1.2. Cálculos sobre la rueda nariz

$$V_f = (n-L) W * (b/d) \text{ (106)}$$

$$V_f = (3.5 - 0.67) \times 1500 \times 14.4 / 45.2 = 1442$$

$$D_f = K * n * W * b/d \text{ (107)}$$

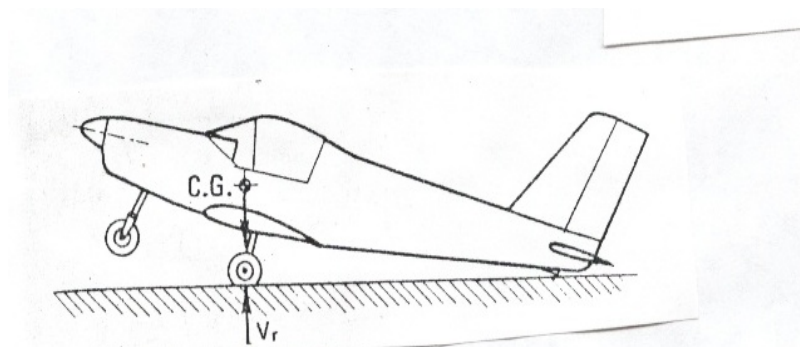
$$D_f = 0.25 \times 3.5 \times 1500 \times 14.4 / 45.2 = 446 \text{ Libras}$$

## 6.2 CUANDO LA RUEDA NARIZ APENAS TOCA EL PISO

### 6.2.1 El avión esta soportado por las dos ruedas principales:

$$V_r = (n-L) * W \text{ (108)}$$

Figura 29. Cargas sobre ruedas principales



Fuente : [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

$$V_r = (3.5 - 0.667) 1500 = 4432 \text{ Libras para ambas ruedas}$$

$$D_r = K * n * W = 0.25 \times 3.5 \times 1500 = 1400 \text{ Libras}$$

## 6.2.2 Reacciones de las dos ruedas principales

$$V_r = (n-L) \cdot W \quad (109)$$

$$V_r = (3.5 - 0.667) \cdot 1500 = 4532 \text{ Libras}$$

### SEGÚN LA NORMA FAR 23.493

Limite vertical de carga: 1.33W

$$V_f = \left(1.33W \cdot \frac{b}{d}\right) + \left(D_r \cdot \frac{h}{d}\right) \quad (110)$$

$$V_r = \left(1.33W \cdot \frac{a}{d}\right) - \left(D_r \cdot \frac{h}{d}\right) \quad (111)$$

$$D_r = 0.8V_r$$

$$V_r = \left(1.33W \cdot \frac{a}{d}\right) / \left(0.8V_r \cdot \frac{h}{d}\right) \quad (112)$$

$$V_r = (1.33 \times 1500 \times 40 / 46.7) / (1 + 0.8 \times 34 / 46.7)$$

$$V_r = 1152 \text{ Libras para ambas ruedas}$$

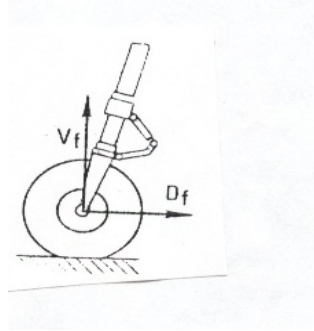
$$D_r = 0.8 \times 1152 \text{ libras} = 922 \text{ Libras}$$

$$V_f = (1.33 \times 1500 \times 6.7 / 46.7) + (921.6 \times 34 / 46.7) = 976 \text{ Libras}$$

## 6.3 CONDICIONES PARA AVIONES CON RUEDA NARIZ

### 6.3.1 Cargas hacia atrás

Figura 30. Cargas sobre el tren de nariz



Fuente: [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

$$V_f = 2.25V_s$$

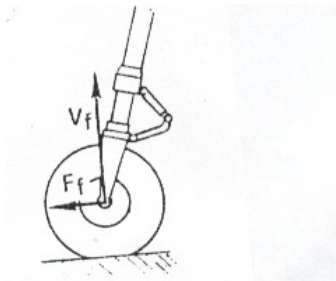
$$V_s = W \cdot b / d = 1500 \times 6.7 / 46.7 = 229.6 \text{ Libras}$$

$$V_f = 2.25 \times 230 = 517 \text{ Libras}$$

$$D_f = 0.8V_f = 0.8 \times 517 = 414 \text{ Libras}$$

### 6.3.2 Cargas hacia delante

Figura 31. Cargas hacia delante en el tren de nariz



Fuente: autores

$$V_f = 2.25 \times V_s = 2.25 \times 230 = 517 \text{ Libras}$$

$$F_f = 0.4 \times V_f = 0.4 \times 517 = 207 \text{ Libras}$$

## 7. MODELADO Y SIMULACIÓN

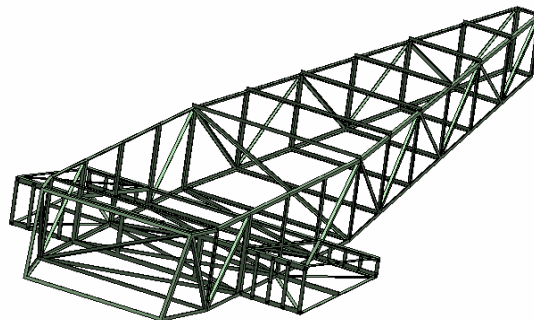
En este capítulo se mostrara como, una vez se obtuvieron los parámetros que permitiría determinar las dimensiones del Lilienthal, se procedió a realizar el modelamiento en un paquete CAD en este caso en Solid Edge la cual facilita una visualización del modelo y los detalles de montaje.

### 7.1 MODELADO Y SIMULACIÓN DE LA ESTRUCTURA DEL FUSELAJE

Se presentará el modelo de la estructura preliminar y se determina el material a utilizar en este caso acero A-36, la cual fue elegido por su fácil consecución en el mercado y por los bajos costos de adquisición, además se modeló la estructura de tal forma que tuviese una equivalencia en peso a otra modelada utilizando perfiles de aluminio la cual sería mas ancho que los de acero.

Obviamente la estructura en aluminio es más liviana en un 30% que la de acero pero esta última es más resistente debido a que su punto de fluencia es más alto y presenta alta ductilidad.

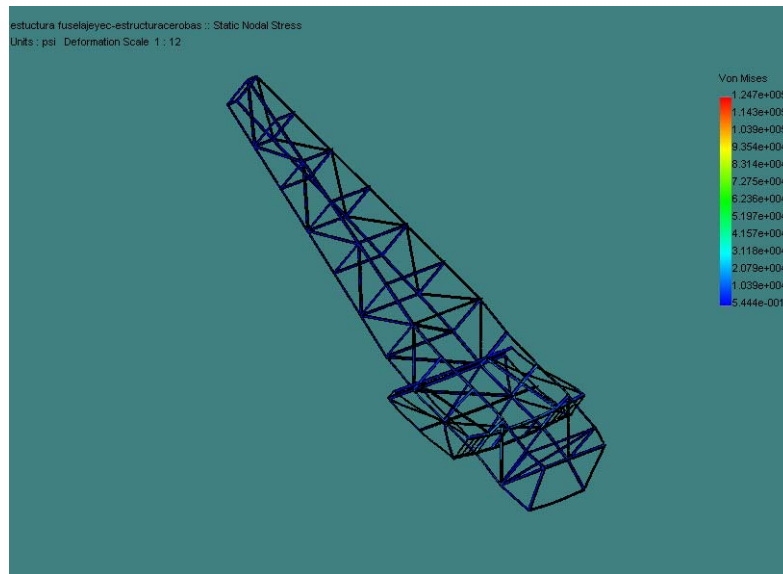
Figura 32. Estructura base



Fuente: autores

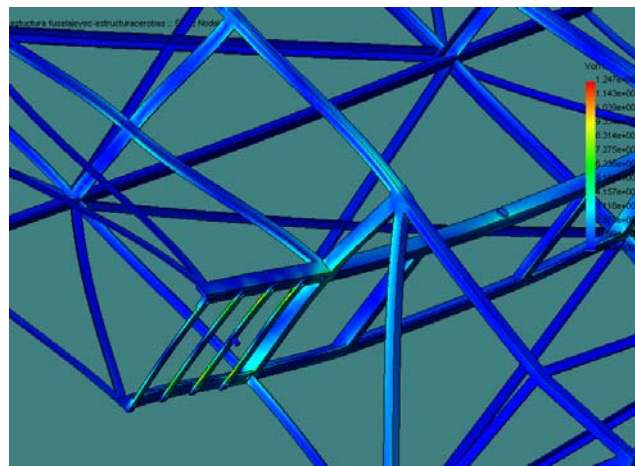
Una vez modelada la estructura se procedió llevar a cabo la simulación aplicando las cargas anteriormente calculadas y observando su comportamiento se obtuvo:

Figura 33. Simulación de la estructura



Fuente: autores

Figura 34. Detalle de la zona crítica



Fuente: autores

Una vez obtenidos estos esfuerzos se procede a realizar pruebas reales que permita comparar la simulación con la realidad.

Para tal efecto se realizaron pruebas sobre la estructura preliminar aplicando carga a lado y lado del empotramiento de las alas y en la parte final del empenaje; para someter la estructura a flexión ya que es el efecto que produce las alas y el estabilizador horizontal sobre ésta debido a la fuerza de sustentación.

Figura 35. Prueba de carga con bajo peso



Fuente: autores

Aquí se muestra clara mente la aplicación de las cargas en el empotramiento de las alas y con la estructura volteada hacia abajo, para lograr mirar el comportamiento y el efecto de la carga ejercida por la sustentación, aplicando una carga pequeña y de forma secuencial para ver como era el progreso de la deflexión en la estructura y ver que puntos eran los mas afectados por esta.

Finalmente se incrementa la carga al máximo para observar la estructura en su máximo estado de esfuerzos incluyendo la sección del empenaje o cola donde el estabilizador horizontal ejerce el mismo efecto sobre la

estructura pero como este es más corto el momento de flexión es mas pequeño lo cual hace que la carga sea más concentrada y obviamente mucho menor que la carga que se genera en las alas.

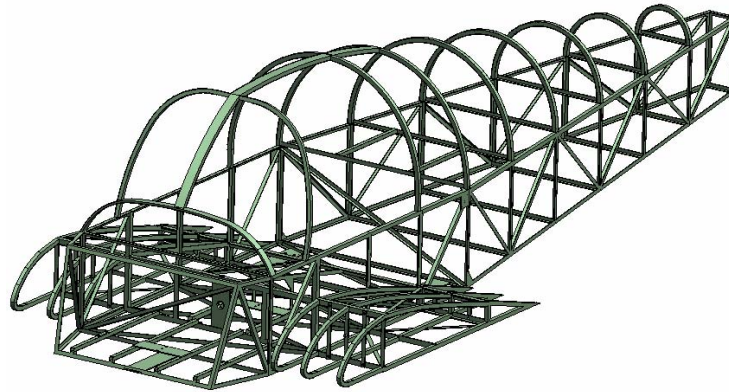
Figura 36. Prueba de carga al máximo



Fuente: autores

Una vez hecha esta prueba se tiene el aval de que la estructura está bien diseñada, finalmente se decide darle la forma convencional al fuselaje modelando la cabina y la parte final del mismo determinando con exactitud la distribución y su accesibilidad así como la ergonomía de la misma que permita al piloto estar lo más cómodo posible teniendo en cuenta las restricciones aerodinámicas.

Figura 37. Estructura del fuselaje



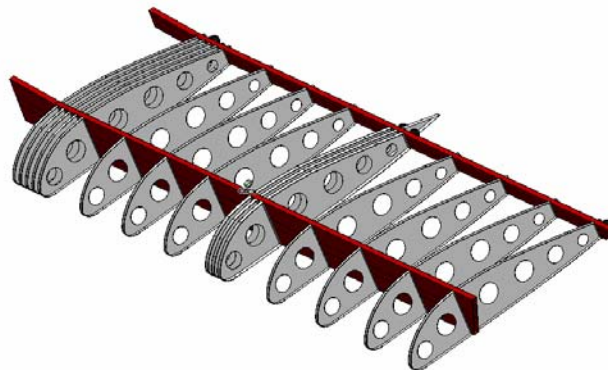
Fuente: autores

## 7.2 MODELADO Y SIMULACIÓN DE LAS ALAS

Seguido del proceso anterior y con las dimensiones antes especificadas se modela el ala teniendo en cuenta que se va a utilizar lámina de acero calibre 18 para su construcción.

Esta es un componente esencial y crítico en la estructura del avión ya que en ella se ejerce gran parte de la fuerza de sustentación, y teniendo en cuenta que su longitud es de 4m aproximadamente y soporta una carga de 1010 Kg. el momento de flexión es muy alto.

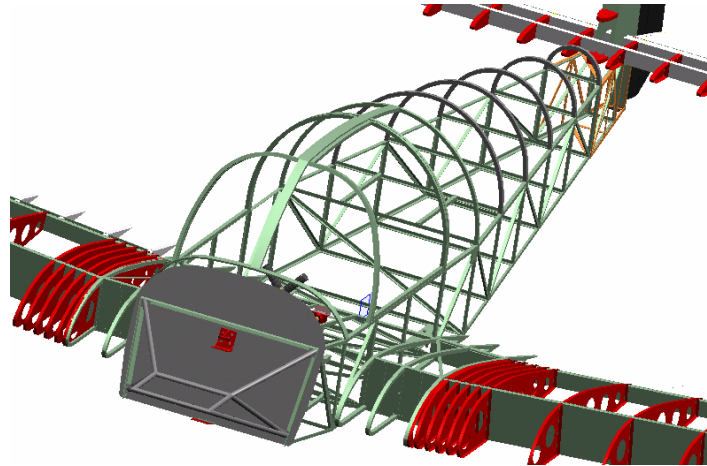
Figura 38. Distribución del ala



Fuente: autores

Una vez modelada el ala se efectúa el proceso de montaje en el fuselaje para observar como será el anclaje a este y poder determinar los apoyos requeridos para la simulación por elementos finitos como se muestra en la figura.

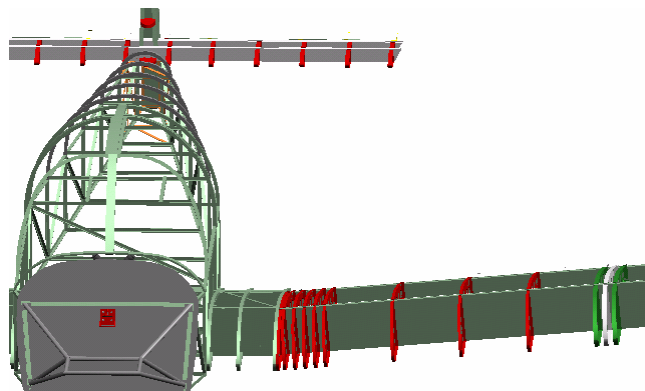
Figura 39. Detalle de montaje de las alas



Fuente: autores

Se puede observar en las figura 39 y 40 las dos vigas del ala y su empotramiento en el fuselaje, siendo la mas crítica la viga delantera de la misma ya que soporta el 70% de la carga total con respecto a la viga anterior.

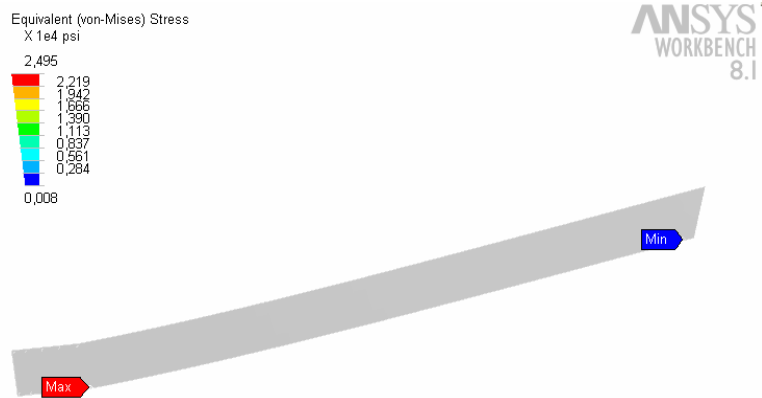
Figura 40. Detalle de las vigas del ala



Fuente: autores

Seguidamente se procede a la simulación por elementos finitos de las alas, aplicando la carga distribuida en la viga de interés.

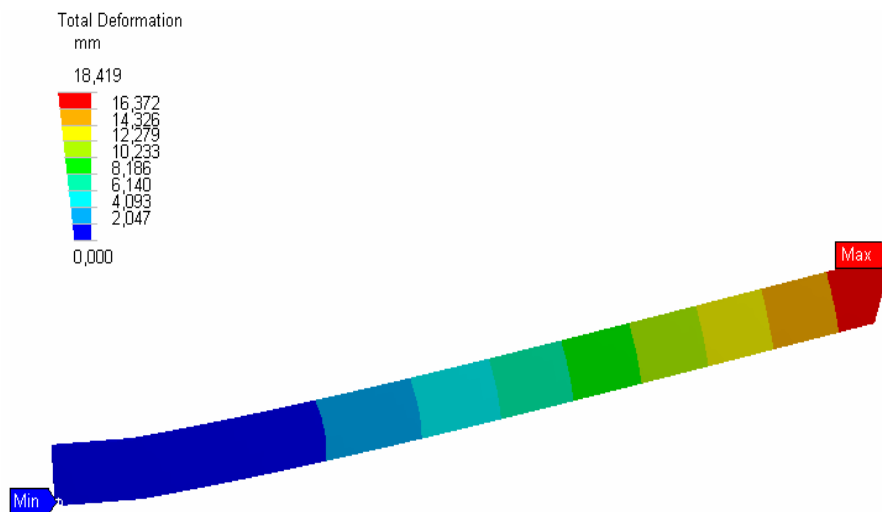
Figura 41. Simulación del ala



Fuente: autores

Como era de esperarse el esfuerzo máximo de la viga esta en el empotramiento.

Figura 42. Deformación

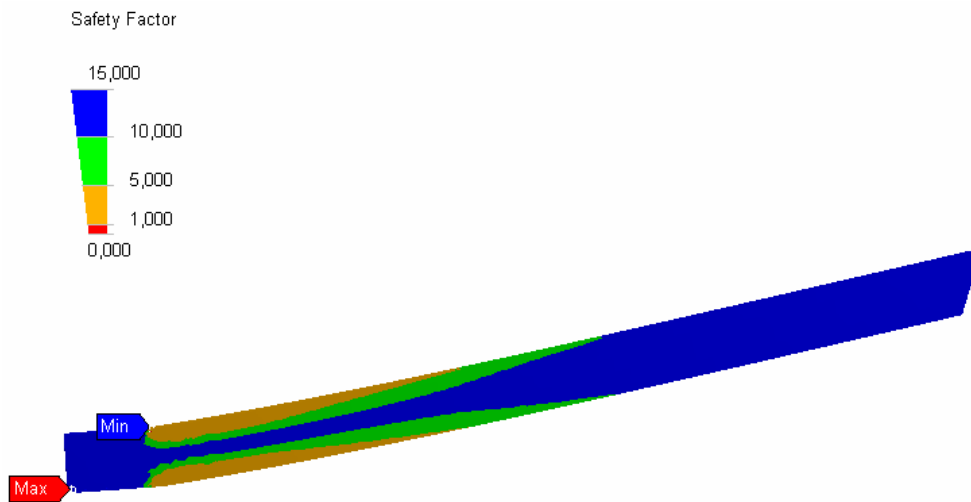


Fuente: autores

En la figura anterior nos damos cuenta que la deflexión alcanzada en el máximo estado de carga es de 16mm en el extremo mas lejano del empotramiento del listón principal del ala.

Finalmente viendo el resultado del factor de seguridad se puede observar que el máximo valor para algunas regiones (azul) esta por encima de 10 y el mínimo (caqui y verde) se encuentra entre 1 y 10, por lo cual se puede deducir que la viga no fallará.

Figura 43. Factor de seguridad

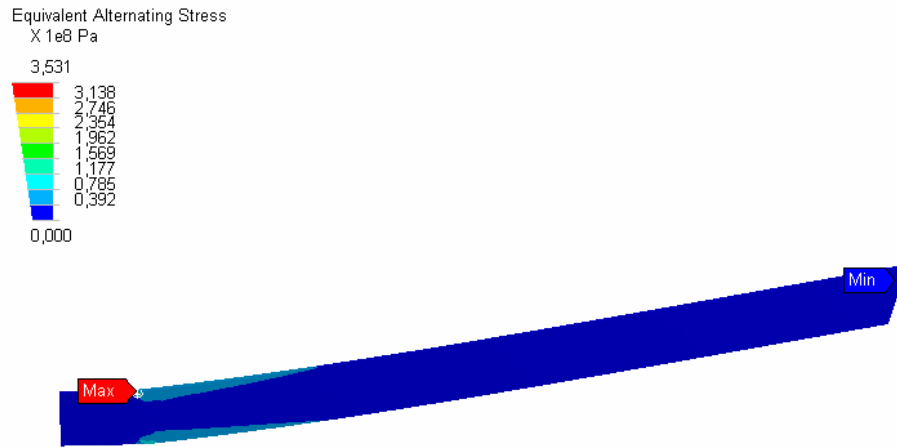


Fuente: autores

Seguidamente mostraremos el análisis de la viga a fatiga donde se aplicara una carga 1050Kg de forma oscilante para simular el efecto del avión en tierra, en este caso sin carga y el avión en vuelo que presenta el máximo estado de carga y con algunas oscilaciones debido al viento.

En la figura 93. Se muestran los esfuerzos alternativos producidos por la carga oscilante.

Figura 44. Esfuerzos alternantes



Fuente: autores

En la siguiente figura se muestra la vida.

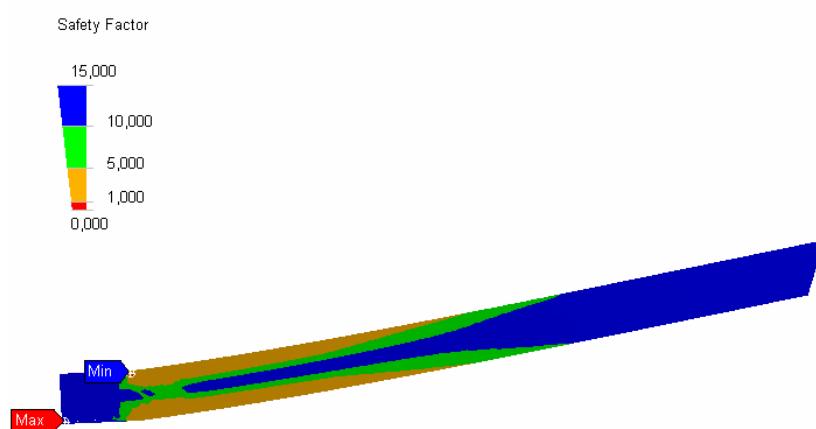
Figura 45. Vida



Fuente: autores

Finalmente el factor de seguridad para esta carga oscilante.

Figura 46. Factor de seguridad para carga oscilante



Fuente: autores

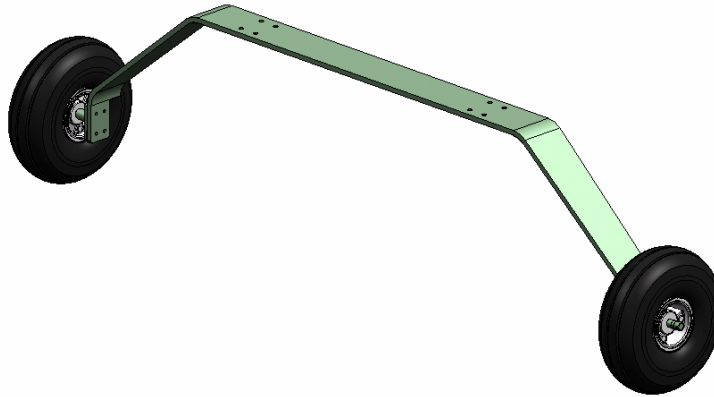
En la anterior figura se puede observar de tal forma que el factor de seguridad se encuentra en el rango entre 1-5 para algunas regiones (color café) y para otras 5-10 (color verde) lo cual se puede deducir que el diseño de la viga es bastante confiable.

### 7.3. MODELADO Y SIMULACIÓN DEL TREN

**7.3.1. Tren principal.** Se llama tren principal porque es donde el avión se apoya durante el aterrizaje y por ende donde más se concentran las cargas debidas a tal acción. El tren principal está hecho de una placa de acero A-36 deformada en frío y con un recosido con oxiacetileno para aliviar tensiones en los puntos de doblez.

Este tipo de tren también sirve de amortiguador por deformación permisible es decir el tren presentará ciertas deformaciones elásticas para amortiguar el impacto durante el aterrizaje y por lo tanto se diseñó con el fin de no se alcance deformación permanentes ya que en caso de fallar podría ocasionar serios daños en el fuselaje del avión.

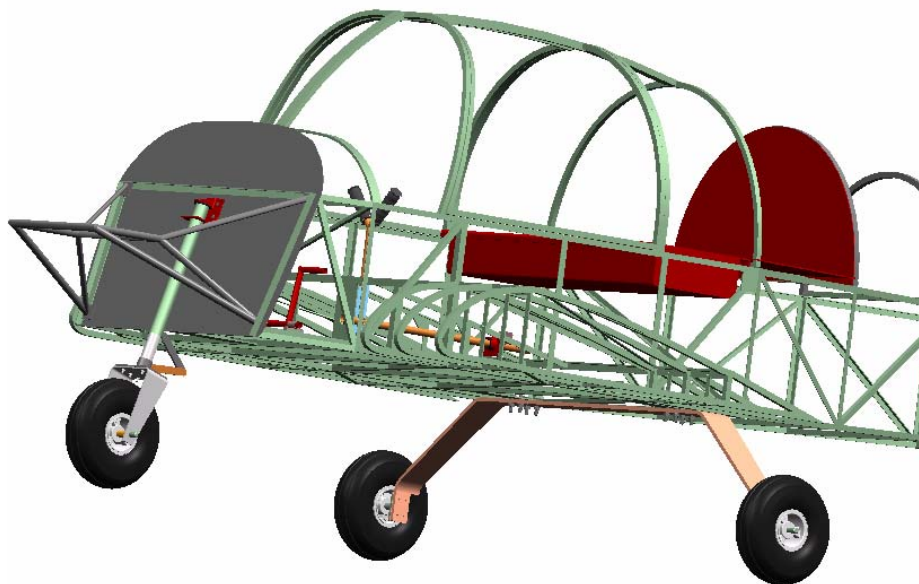
Figura 47. Tren principal



Fuente: autores

Una vez determinados los detalles de montaje y su ubicación como se muestra en la figura se procede a realizar la simulación pertinente por elementos finitos.

Figura 48. Detalle de montaje

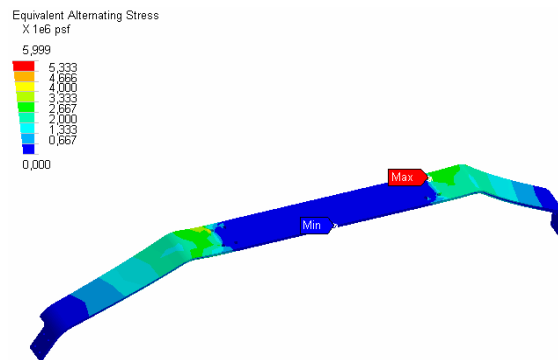


Fuente: autores

**Caso con las tres ruedas apoyadas.** Para este caso se determinaron las fuerzas en el capítulo 6 y se procede a hacer la simulación para este caso que es cuando el avión se encuentra en tierra, pero para ser más exactos en tierra y carreando que es más crítico que el anterior, lo cual incluye una componente de la fuerza hacia atrás de 447 lbf en cada rueda y 1540 lbf hacia arriba aplicados también en cara rueda del avión

En la Figura 48 se muestra que para un estudio a fatiga por elementos finitos se obtienen para esta condición de carga un esfuerzo  $3.33 \times 10^6$  psf

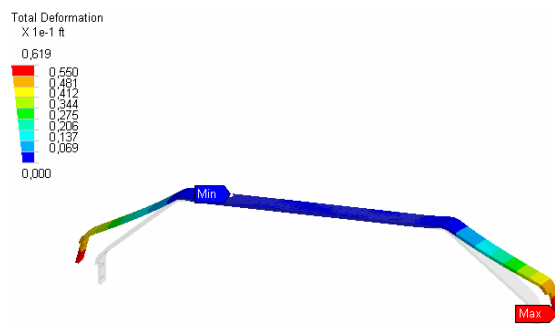
Figura 49. Esfuerzos alternantes



Fuente: autores

También presenta algunas deformaciones permisibles que están consideradas en el diseño para la amortiguación del avión.

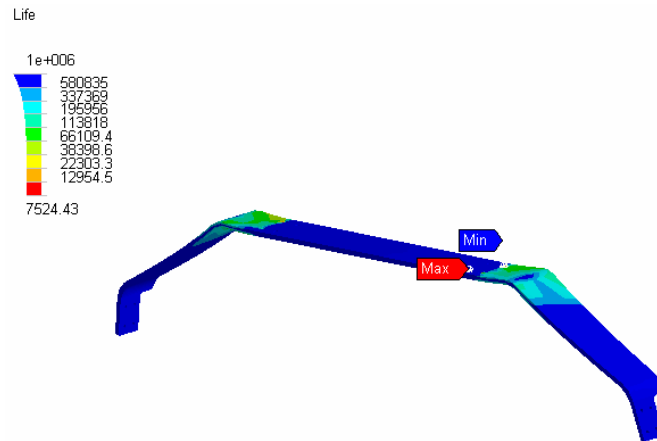
Figura 50. Deformaciones



Fuente: autores

La anterior figura muestra que la deformación máxima se da en el punto de anclaje de las llantas con un valor aproximado de 0.550 e -1 pies. Seguida mente se calcula la vida en ciclos.

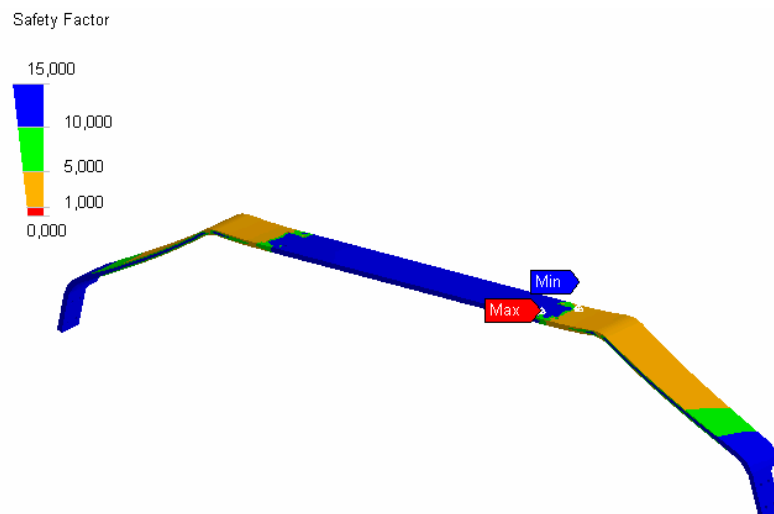
Figura 51. Vida



Fuente: autores

Finalmente le factor de seguridad que está en un rango entre 1-5 en algunas regiones de color café y en color azul 10-15 lo cual indica que el tren no fallara.

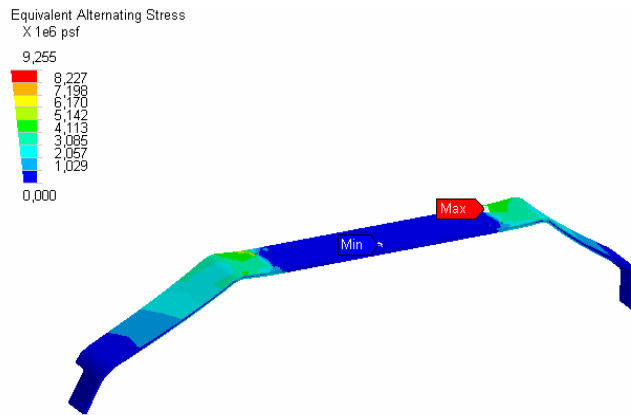
Figura 52. Factor de seguridad



Fuente: autores

**Caso con las dos ruedas apoyadas.** Recalculando ahora el tren para cuando el avión se encuentra apoyado sobre éste ya que en el momento del aterrizaje las fuerzas que actúan sobre el tren principal son más fuertes que en el despegue y por tal razón se consideró este instante como crítico y relevante en el diseño del mismo. Haciendo otro análisis a fatiga, se obtiene unos esfuerzos alternantes máximos en las regiones de inflexión del la barra del tern mostradas en la figura siguiente de color verde, con un valor cercano a  $4.113 \times 10^6$  Psf.

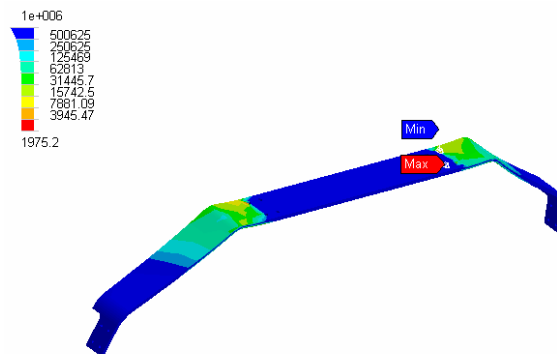
Figura 53. Esfuerzos alternantes momento de aterrizaje



Fuente: autores

La vida en ciclos se muestra en la siguiente figura, obteniendo valores del orden de 31444.7 ciclos.

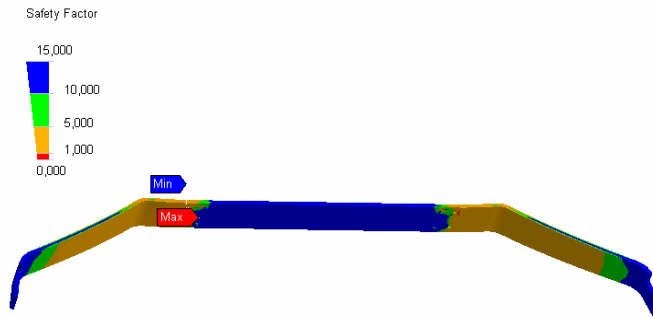
Figura 54. Vida



Fuente: autores

Finalmente el factor de seguridad, con valores en rangos confiables para este estado de carga se muestra en la siguiente figura, con regiones de color café, las cuales tienen valores entre 1.0 y 5.0, lo cual indica que no fallará.

Figura 55. Factor de seguridad



Fuente: autores

**7.3.2. Tren de nariz.** El tren de nariz es menos crítico que el tren principal puesto que, la amortiguación se hace a través de resortes que están ubicados internamente en el interior del tubo central. El momento más crítico para este elemento es el momento del aterrizaje, cuando el avión finalmente posa el tren de nariz en tierra y hay cargas de impacto sobre éste que son más relevantes que las que ocurren en el carreteo y durante el giro.

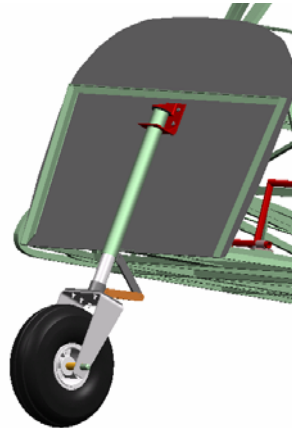
Figura 56. Tren de nariz



Fuente: autores

En la siguiente figura se muestra el detalle de montaje del tren de nariz en el fuselaje lo que da una idea de cómo van a actuar las cargas.

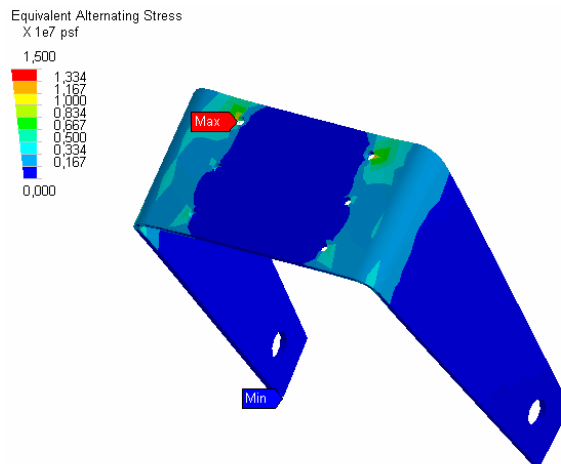
Figura 57. Detalle de montaje tren de nariz



Fuente: autores

Haciendo un análisis a fatiga por elementos finitos en la condición más crítica explicada anteriormente, en la pieza donde se apoya la llanta ya que es la más susceptible al daño se obtienen los resultados mostrados en las siguientes figuras.

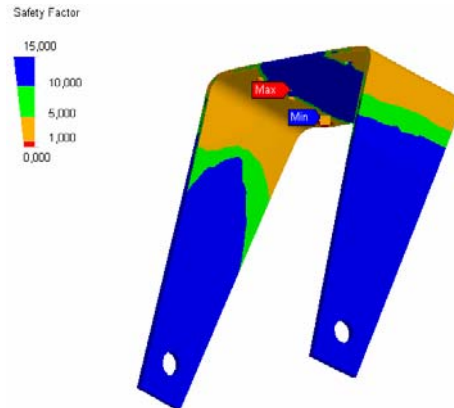
Figura 58. Esfuerzos alternantes del apoyo de llanta delantera



Fuente: [www.zenithair.com](http://www.zenithair.com)

La anterior figura muestra regiones de esfuerzo máximo (color verde) 0.667x1 e 7 Psf y seguidamente se muestra que el factor de seguridad está en regiones con valores bastante confiables (1.0 – 5.0 en la región café) como se muestra en la figura.

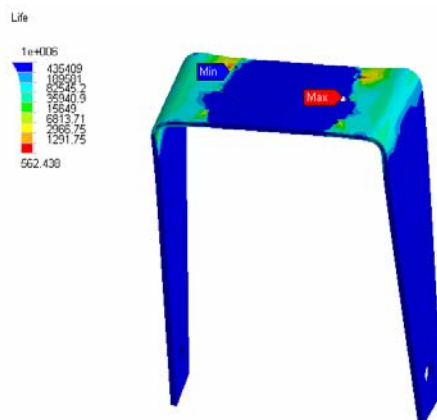
Figura 59. Factor de seguridad



Fuente: autores

La vida es mostrada en la siguiente figura con valores de 35940.9 ciclos.

Figura 60. Vida



Fuente: autores

Finalizada las simulaciones anteriores se puede tener un panorama general del montaje del avión con la aprobación de los análisis anteriormente hechos.

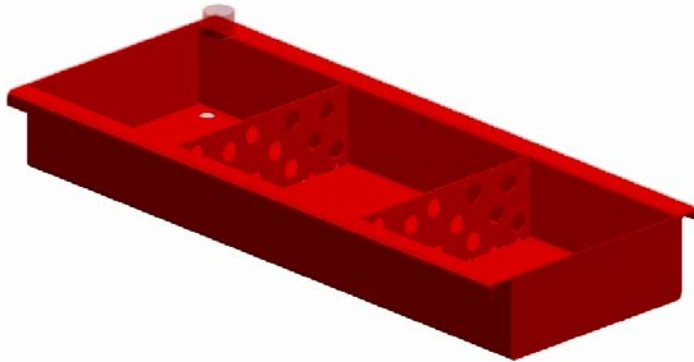
Figura 61. Panorama general del ensamble



Fuente: autores

También fueron modelados el tanque de combustible que tiene una capacidad de 14 Gal, lo que da una autonomía de vuelo de tres horas aproximadamente, fue hecho en acero inoxidable y con rompeolas en su parte interna que evita que el combustible esté en constante agitación.

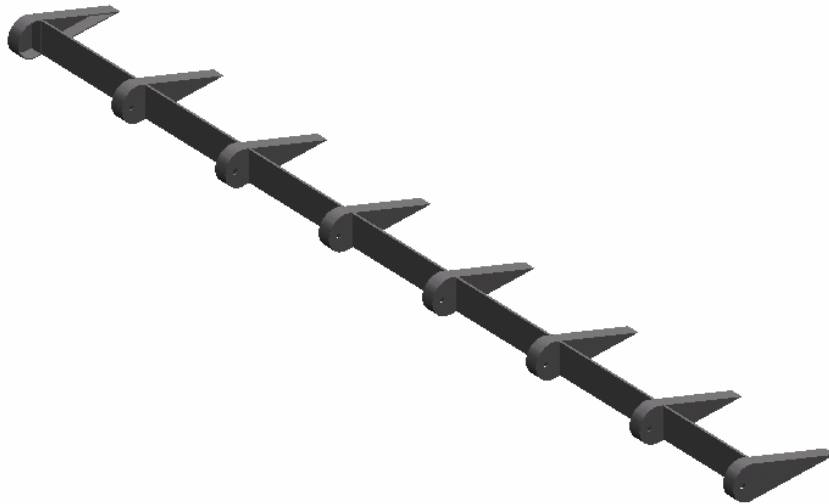
Figura 62. Tanque de combustible



Fuente: autores

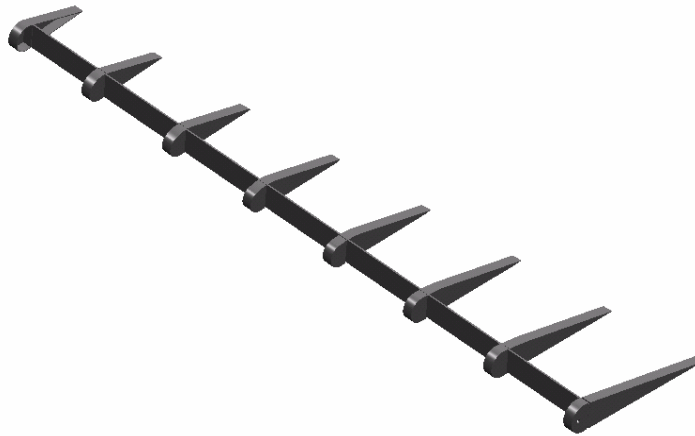
En los anexos se presentará un esquema del sistema de combustible. Por otra parte también se hicieron los modelamientos respectivos de las superficies de control, los mandos y el anclaje del motor.

Figura 63. Estructura del alerón



Fuente: autores

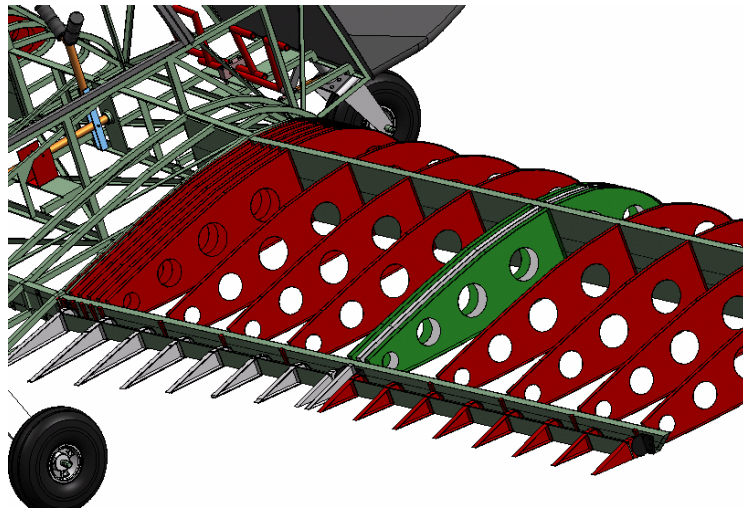
Figura 64. Estructura flaps



Fuente: autores

Observando en la siguiente figura algunos detalles de montaje de las superficies de control de las alas.

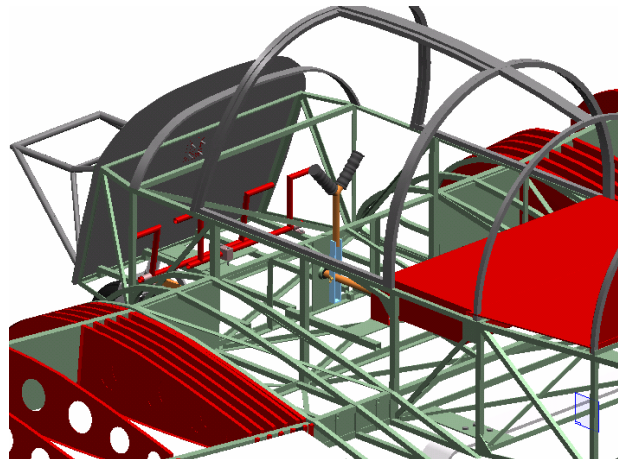
Figura 65. Detalle de montaje de las superficies de control



Fuente: autores

En la foto siguiente se puede observar la ubicación de la palanca de mando, que controla el elevador y los alerones en el momento de elevar o hacer virar el avión, y los pedales que controla la rueda de nariz en tierra simultáneamente con el timón en aire.

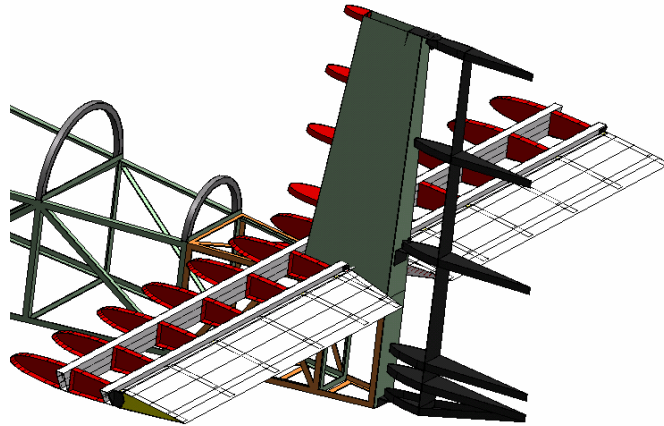
Figura 66. Detalle de los mandos



Fuente: autores

También se puede observar en la figura siguiente detalles del montaje del empenaje (estabilizador horizontal, los elevadores y el timón de cola).

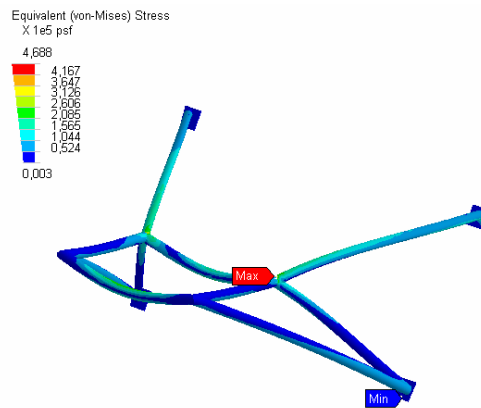
Figura 67. Montaje del empenaje



Fuente: autores

En la figura siguiente se muestra el análisis a fatiga para el anclaje de motor en la cual se apoya el mismo, y soporta una carga de 80 Kg.

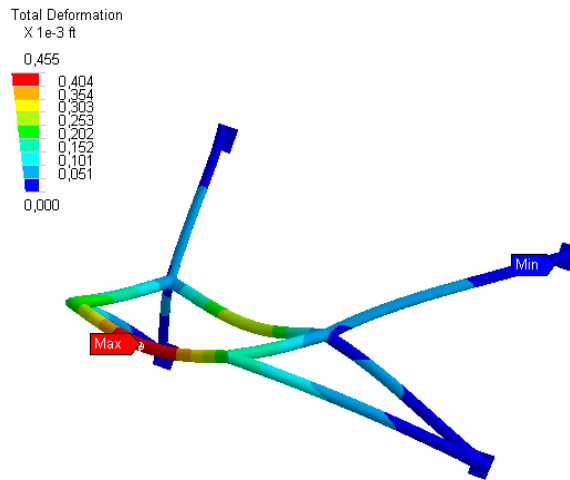
Figura 68. Esfuerzos alternantes en la estructura de anclaje del motor



Fuente: autores

En la figura anterior se puede observar que las regiones críticas (color verde claro) el esfuerzo alcanza valores de 1.565 e 5 Psf y 2.085 e 5 Psf, con deformaciones hasta  $0.04e^{-3}$  ft, como se muestra en la figura siguiente.

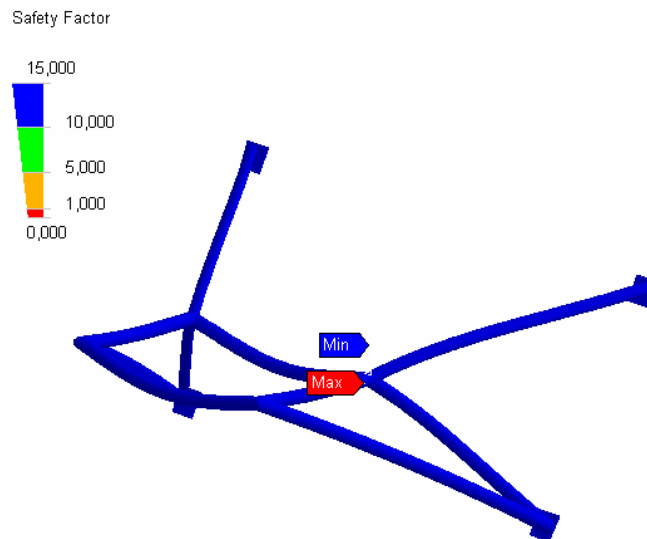
Figura 69. Deformaciones



Fuente: autores

Presenta un factor de seguridad confiable a lo largo de toda la geometría (color azul con valores entre 10-15) por lo cual el diseño es óptimo.

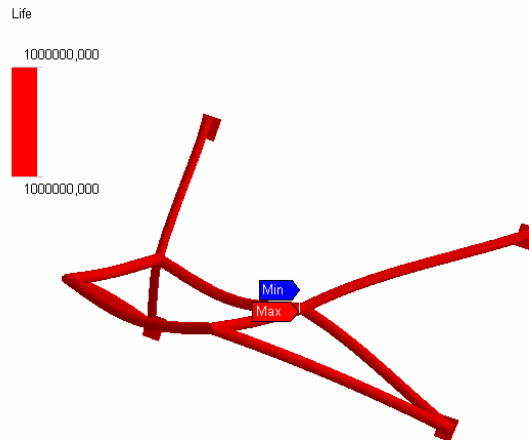
Figura 70. Factor de seguridad



Fuente: autores

De igual forma se muestra la vida en ciclos con un valor considerable de la estructura.

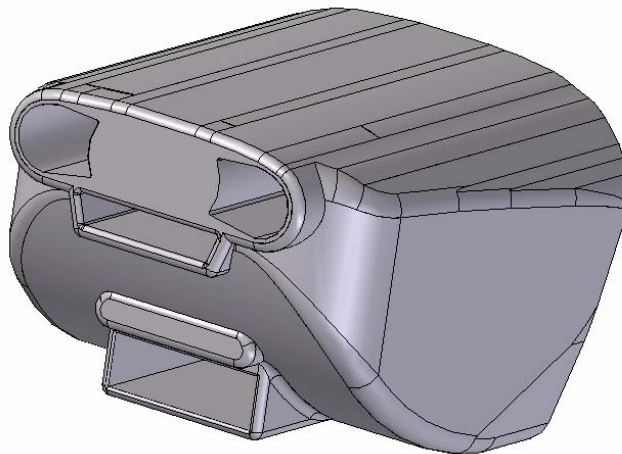
Figura 71. Vida



Fuente: autores

Para la cobertura y protección del motor se hizo el modelamiento de la carena, teniendo en cuenta las dimensiones del mismo, la cual se mostrará en los anexos.

Figura 72. Modelado de la carena.



Fuente: autores

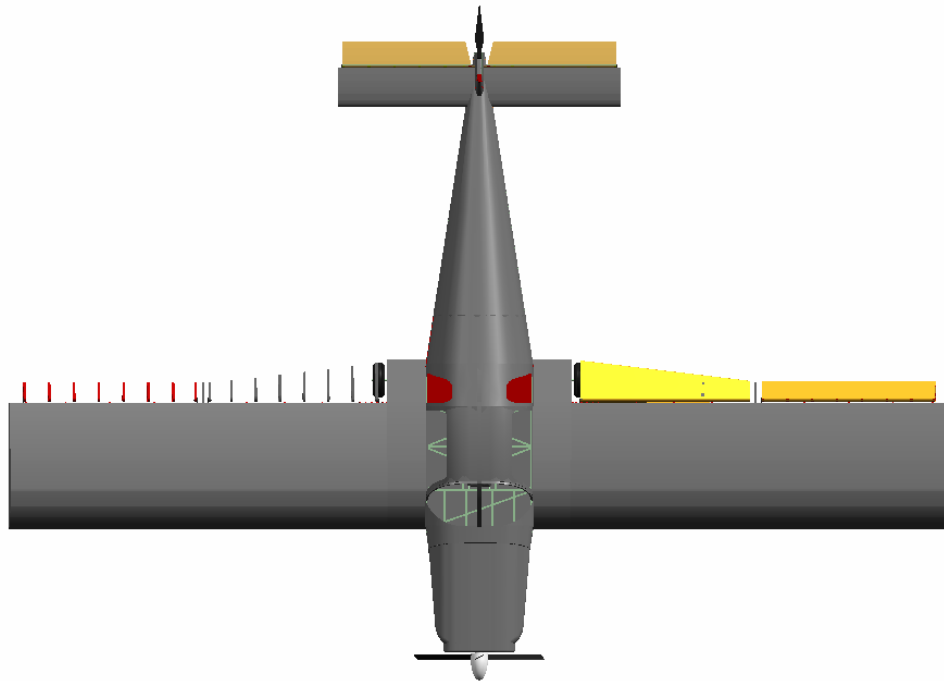
Finalmente se hizo el modelado total del avión incluyendo, el modelado de la piel, para poder observar los aspectos mas relevantes en la cobertura del fuselaje.

Figura 73. Modelado del avión



Fuente: autores

Figura 74. Detalle vista superior del Lilienthal



Fuente: autores

Figura 75. Detalle vista frontal



Fuente: autores

## 8. CONSTRUCCIÓN

En este capítulo pretende mostrarse los detalles más relevantes del proceso constructivo.

### 8.1 CONSTRUCCIÓN DE LA ESTRUCTURA

En la primera etapa se procedió a construir la estructura base del fuselaje, utilizando aluminio 6061 temple 6 (recomendado para estructuras aeronáuticas) con un peso estimado de 50 Kg, pero presentaba elevados costos de adquisición y transporte. Debido a lo anterior se decidió utilizar acero estructural A-36, sometiendo a la estructura a un proceso de rediseño y ajuste, finalmente alcanzando un peso aproximado de 75 Kg. En la construcción de la estructura se utilizó perfil angular  $\frac{3}{4}$ " x  $\frac{3}{4}$ " x  $\frac{3}{16}$ " uniéndolos por medio de soldadura 6013.

Figura 76. Detalle de la estructura



Fuente: autores

Una vez construida la estructura se hicieron pruebas de resistencia para dar el aval del diseño como se mostró en el capítulo anterior.

Figura 77. Prueba de Carga



Fuente: autores

## 8.2. CONSTRUCCION DE LAS ALAS

Los listones de las alas se construyeron en lámina calibre 18 formando una viga de tres capas tipo sándwich remachadas entre si. (Ver figura 78).

Figura 78. Detalle constructivo de las alas



Fuente: autores

Figura 79. Detalle alas



Fuente: autores

### 8.3 CONSTRUCCIÓN DE LOS PERFILES

Para la construcción de los perfiles se utilizó aluminio calibre 20. Su proceso de manufactura consistió en repujar la lámina de aluminio en un molde de madera (sapan) con la forma del perfil.

Figura 80. Detalle del perfil NACA 65018



Fuente: autores

#### 8.4. CONSTRUCCIÓN DEL FUSELAJE

Finalmente con la estructura previamente probada, se realizaron las adiciones de los elementos restantes que forman el fuselaje, utilizando tubo cuadrado de acero calibre 18 utilizando soldadura 6013.

Figura 81. Fuselaje del Lilienthal



Fuente: autores

#### 8.5 CONSTRUCCIÓN DEL TREN

Para el tren principal se utilizó lámina de acero A-36 y se deformó en frío aplicando posteriormente un recosido con oxiacetileno para aliviar tensiones. El tren de nariz se utilizó tubos de acero concéntricos que en

su interior lleva 2 resortes en serie hecho de acero de diámetro  $\frac{1}{4}$ " con 12 espiras y una longitud de 220mm.

Figura 82. Detalle de fuselaje y tren



Fuente: autores

## 8.6. CONSTRUCCION DE EMPENAJE Y SUPERFICIES DE CONTROL

Para la construcción del estabilizador horizontal se efectuó el mismo procedimiento que en las alas sólo que los perfiles son de madera (pino americano).

Figura 83. Estabilizador horizontal



Fuente: autores

De manera similar se construyeron las superficies de control, solo que los listones también son de madera reforzados con aluminio lo cual garantiza una buena resistencia con bajo peso.

Figura 84. Timón de cola



Fuente: autores

## 8.7 OTROS DETALLES CONSTRUCTIVOS

El firewall o pared de fuego (barrera que aísla la cabina del motor) se construyó con lámina de acero inoxidable calibre 22 como lo recomienda la norma FAR 23.

Figura 85. Detalle del firewal



Fuente: autores

Finalmente se efectuó el forrado en fibra de vidrio para el fuselaje, colocando láminas de fibra y recubriéndola con masilla de resina que finalmente era lijada para dar un buen acabado manteniendo la forma aerodinámica.

Figura 86. Detalles del forrado del fuselaje



Fuente: autores

Figura 87. Lijado del fuselaje



Fuente: autores

Una vez el fuselaje fue forrado se pasó a las superficies de control y al ensamble de las alas.

Figura 88. Acabado del fuselaje



Fuente: autores

Finalmente se ensamblaron las alas, empenaje, superficies de control y puertas.

Figura 89. Detalle general del Lilienthal



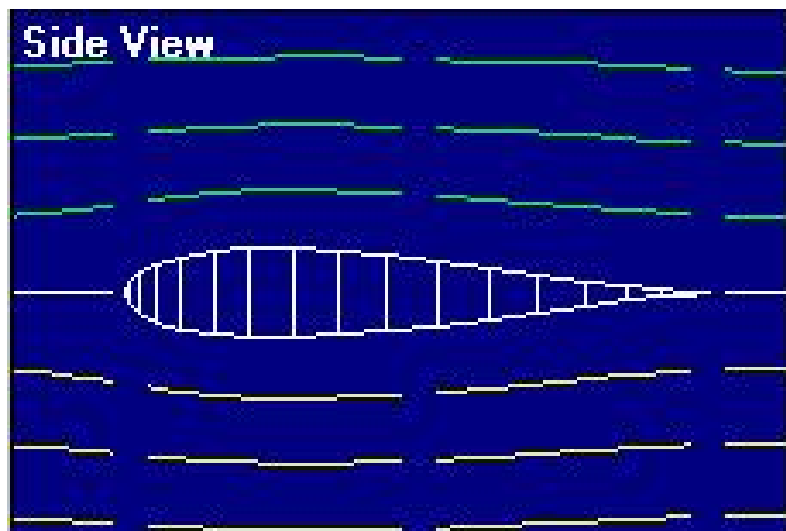
Fuente: autores

## 9. INTRODUCCIÓN A LA AERODINÁMICA

La aerodinámica es la ciencia que tiene por objeto el estudio de los efectos que se originan cuando un cuerpo se sitúa en una corriente de aire.

Para hacerse una idea de que es lo que pasa en el aire que rodea un objeto (un perfil aerodinámico de un ala), se utiliza el concepto de LÍNEA DE CORRIENTE, que es una línea trazada en el aire en un instante dado. Es la envolvente del vector velocidad de las partículas de aire en un instante dado, por tanto la tangente en un punto de la línea de corriente (líneas verdes y amarillas) coincide con la dirección de la velocidad de esa partícula de aire en este punto y en ese instante.

Figura 90. Líneas de corriente



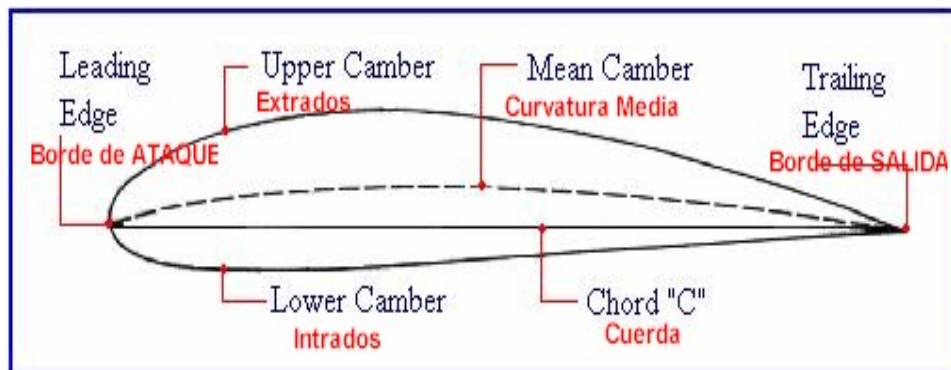
Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

Tan pronto como cualquier objeto empieza a moverse con relación al aire, el aire alrededor del mismo cambia, se ponen de manifiesto sus propiedades dinámicas y se genera una cierta resistencia al desplazamiento del objeto.

La magnitud de las fuerzas o presiones desarrolladas por una corriente de aire sobre este objeto que se desplaza dependen fundamentalmente de su: velocidad, densidad del aire, geometría del objeto, área del objeto y ángulo entre la corriente de aire y el objeto.

El ala es la parte del avión con mayor importancia, aerodinámicamente hablando. Si tomamos una SECCIÓN del ala esta sección, es un perfil aerodinámico que tiene una forma determinada, para aprovechar al máximo las fuerzas que se originan debido a las distribuciones de presión.

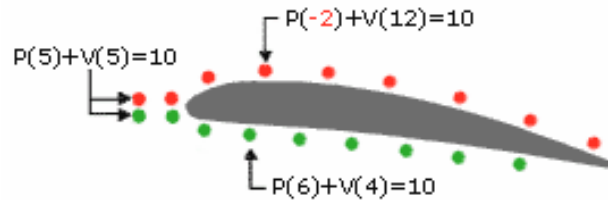
Figura 91. Perfil



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

Todo perfil que se precie consta de una superficie superior o extrados (upper surface) y una superficie inferior o intrados (lower surface). La mayoría de ellos fueron catalogados por la NASA según una numeración que identifica sus características, dando lugar a los perfiles NACA.

Figura 92. Teorema de Bernoulli



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

Se puede considerar el teorema de Bernoulli como una derivación de la ley de conservación de la energía. El aire está dotado de presión  $p$ , y este aire con una densidad  $d$  fluyendo a una velocidad  $v$  contiene energía cinética lo mismo:

De donde se infiere que si la presión dinámica (velocidad del fluido) se incrementa, la presión estática disminuye.

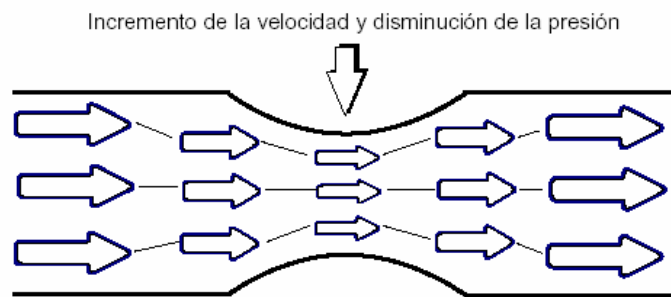
En resumen, que si las partículas de aire aumentan su velocidad será a costa de disminuir su presión y a la inversa, o lo que es lo mismo: para cualquier parcela de aire, alta velocidad implica baja presión y baja velocidad supone alta presión.

Esto ocurre a velocidades inferiores a la del sonido pues a partir de esta ocurren otros fenómenos que afectan de forma importante a esta relación.

## 9.1 EFECTO VENTURI

Otro científico, Giovanni Battista Venturi, comprobó experimentalmente que al pasar por un estrechamiento las partículas de un fluido aumentan su velocidad.

Figura 93. Efecto Venturi



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

## 9.2 PORQUE VUELAN LOS AVIONES

Un objeto plano, colocado un poco inclinado hacia arriba contra el viento, produce sustentación; por ejemplo una cometa. Un perfil aerodinámico, es un cuerpo que tiene un diseño determinado para aprovechar al máximo las fuerzas que se originan por la variación de velocidad y presión cuando este perfil se sitúa en una corriente de aire. Un ala es un ejemplo de diseño avanzado de perfil aerodinámico.

Veamos que sucede cuando un aparato dotado de perfiles aerodinámicos (alas) se mueve en el aire (dotado de presión atmosférica y velocidad), a una cierta velocidad y con determinada colocación hacia arriba (ángulo de ataque), de acuerdo con las leyes explicadas.(ver figura 79.)

Figura 94. Presión vs. Velocidad



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

El ala produce un flujo de aire en proporción a su ángulo de ataque (a mayor ángulo de ataque mayor es el estrechamiento en la parte superior del ala) y a la velocidad con que el ala se mueve respecto a la masa de aire que la rodea; de este flujo de aire, el que discurre por la parte superior del perfil tendrá una velocidad mayor (efecto Venturi) que el que discurre por la parte inferior. Esa mayor velocidad implica menor presión (teorema de Bernoulli).

Tenemos pues que la superficie superior del ala soporta menos presión que la superficie inferior. Esta diferencia de presiones produce una fuerza aerodinámica que empuja al ala de la zona de mayor presión (abajo) a la zona de menor presión (arriba), conforme a la Tercera Ley del Movimiento de Newton. Pero además, la corriente de aire que fluye a mayor velocidad por encima del ala, al confluir con la que fluye por debajo defleca a esta última hacia abajo, produciéndose una fuerza de reacción adicional hacia arriba.

La suma de estas dos fuerzas es lo que se conoce por fuerza de sustentación, que es la que mantiene al avión en el aire. Como hemos visto, la producción de sustentación es un proceso continuo en el cual cada uno de los principios enumerados explica una parte distinta de este proceso. Esta producción de sustentación no es infinita, sino que como veremos en capítulos posteriores tiene un límite.

### **9.3 FUERZAS QUE ACTUAN EN VUELO**

Sobre un aeroplano en vuelo actúan una serie de fuerzas, favorables unas y desfavorables otras, siendo una tarea primordial del piloto ejercer control sobre ellas para mantener un vuelo seguro y eficiente. Aunque los expertos siguen debatiendo e investigando sobre aerodinámica, a nuestro nivel solo necesitamos conocer algunos conceptos fundamentales, empezando por las fuerzas que afectan al vuelo y sus efectos.

De todas las fuerzas que actúan sobre un aeroplano en vuelo, las básicas y principales porque afectan a todas las maniobras son cuatro: sustentación, peso, empuje y resistencia. Estas cuatro fuerzas actúan en pares; la sustentación es opuesta al peso, y el empuje o tracción a la resistencia. (Ver figura 80).

Figura 95. Fuerzas que actúan en vuelo



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

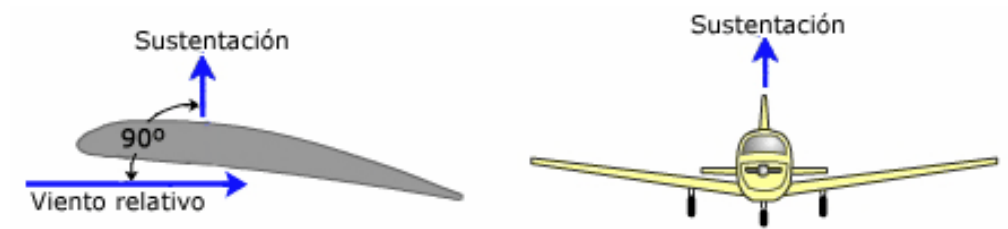
Un aeroplano, como cualquier otro objeto, se mantiene estático en el suelo debido a la acción de dos fuerzas: su peso, debido a la gravedad, que lo mantiene en el suelo, y la inercia o resistencia al avance que lo mantiene parado. Para que este aeroplano vuele será necesario contrarrestar el efecto de estas dos fuerzas negativas, peso y resistencia, mediante otras dos fuerzas positivas de sentido contrario, sustentación y empuje respectivamente. Así, el empuje ha de superar la resistencia que opone el avión a avanzar, y la sustentación superar el peso del avión manteniéndolo en el aire.

#### 9.4 SUSTENTACIÓN

Es la fuerza desarrollada por un perfil aerodinámico moviéndose en el aire, ejercida de abajo arriba, y cuya dirección es perpendicular al viento

relativo y a la envergadura del avión (no necesariamente perpendiculares al horizonte). Se suele representar con la letra L del inglés Lift = Sustentación.

Figura 96. Perpendicularidad de la sustentación



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

Anteriormente hemos visto las leyes aerodinámicas que explican la sustentación; ahora veremos con detalle cuales son los factores que afectan a la misma, dando entrada de paso a algunos conceptos nuevos. Actitud del avión. Este término se refiere a la orientación o referencia angular de los ejes longitudinal y transversal del avión con respecto al horizonte, y se especifica en términos de: posición de morro (pitch) y posición de las alas (bank); ejemplo: el avión esta volando con 5° de morro arriba y 15° de alabeo a la izquierda.

## 9.5 ÁNGULO DE INCIDENCIA

El ángulo de incidencia es el ángulo agudo formado por la cuerda del ala con respecto al eje longitudinal del avión. Este ángulo es fijo, pues responde a consideraciones de diseño y no es modificable por el piloto.(ver figura 82.)

Figura 97. Angulo de incidencia

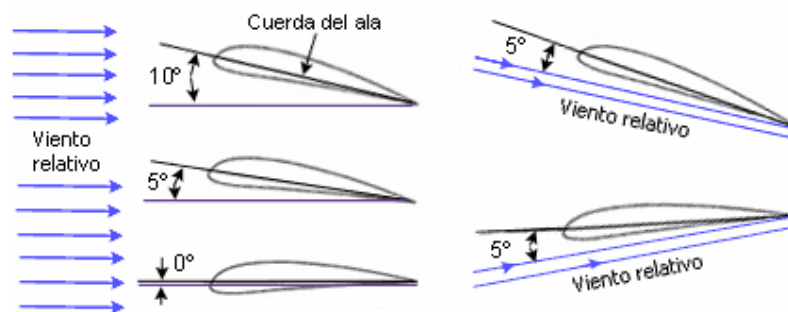


Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

## 9.6 ÁNGULO DE ATAQUE

El ángulo de ataque es el ángulo agudo formado por la cuerda del ala y la dirección del viento relativo. Este ángulo es variable, pues depende de la dirección del viento relativo y de la posición de las alas con respecto a este, ambos extremos controlados por el piloto. Es conveniente tener muy claro el concepto de ángulo de ataque pues el vuelo está directa y estrechamente relacionado con el mismo.

Figura 98. Angulo de ataque y viento relativo



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

Es importante notar que, tal como muestra la fig.23 el ángulo de ataque se mide respecto al viento relativo y no respecto de la línea del horizonte.

En la fig.24 se muestran distintas fases de un avión en vuelo, en cada una de las cuales podemos apreciar de una manera gráfica los conceptos definidos: la trayectoria; el viento relativo, paralelo y de dirección opuesta a la trayectoria, y la sustentación, perpendicular al viento relativo.

Figura 99. La sustentación es perpendicular al viento relativo



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

## 9.7 FACTORES QUE AFECTAN LA SUSTENTACIÓN

**9.7.1 La forma del perfil del ala.** Hasta cierto límite, a mayor curvatura del perfil mayor diferencia de velocidad entre las superficies superior e inferior del ala y por tanto mayor diferencia de presión, o lo que es igual mayor fuerza de sustentación. No obstante no hay que confundirse pensando que es necesario que el ala sea curvada por arriba y plana o cóncava por abajo para producir sustentación, pues un ala con un perfil simétrico también la produce. Lo que ocurre es que un ala ligeramente curvada entra en pérdida con un ángulo de ataque mucho mayor que un ala simétrica, lo que significa que tanto su coeficiente de sustentación como su resistencia a la pérdida son mayores.

La curvatura de un ala típica moderna es solo de un 1% o un 2%. La razón por la cual no se hace más curvada, es que un incremento de esta

curvatura requeriría una superficie inferior cóncava, lo cual ofrece dificultades de construcción. Otra razón, es que una gran curvatura solo es realmente beneficiosa en velocidades cercanas a la pérdida (despegue y aterrizaje), y para tener más sustentación en esos momentos es suficiente con extender los flaps.

**9.7.2 La superficie alar.** Cuanto más grandes sean las alas mayor será la superficie sobre la que se ejerce la fuerza de sustentación. Pero hay que tener en cuenta que perfiles muy curvados o alas muy grandes incrementan la resistencia del avión al ofrecer mayor superficie enfrentada a la corriente de aire. En cualquier caso, tanto la forma como la superficie del ala dependen del criterio del diseñador, que tendrá que adoptar un compromiso entre todos los factores según convenga a la funcionalidad del avión.

**9.7.3 La densidad del aire.** Cuanto mayor sea la densidad del aire, mayor es el número de partículas por unidad de volumen que cambian velocidad por presión y producen sustentación (factor  $d$  del teorema de Bernoulli).

**9.7.4 La velocidad del viento relativo.** A mayor velocidad sobre el perfil, mayor es la sustentación. La sustentación es proporcional al cuadrado de la velocidad (factor  $v^2$  del teorema de Bernoulli), siendo por tanto este factor el que comparativamente más afecta a la sustentación.

**9.7.5 El ángulo de ataque.** Si se aumenta el ángulo de ataque es como si se aumentara la curvatura de la parte superior del perfil, o sea el estrechamiento al flujo de aire, y por tanto la diferencia de presiones y en consecuencia la sustentación. No obstante como se verá más adelante, un excesivo ángulo de ataque puede provocar la entrada en pérdida. En la fig.25 se ve de forma general como aumenta el coeficiente de sustentación (CL) con el ángulo de ataque hasta llegar al CL máximo, a

partir del cual la sustentación disminuye con el ángulo de ataque. Los valores y la forma de la curva en la gráfica dependerán de cada perfil concreto.

Figura 100. Coeficiente de sustentación vs. Ángulo de ataque

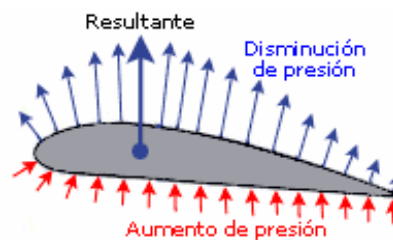


Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

## 9.8 CENTRO DE PRESIONES

Se denomina centro de presiones al punto teórico del ala donde se considera aplicada toda la fuerza de sustentación. La figura 13 muestra un ejemplo de distribución de presiones sobre un perfil moviéndose en el aire. A efectos teóricos, aunque la presión actúa sobre todo el perfil, se considera que toda la fuerza de sustentación se ejerce sobre un punto en la línea de la cuerda (resultante).

Figura 101. Centro aerodinámico



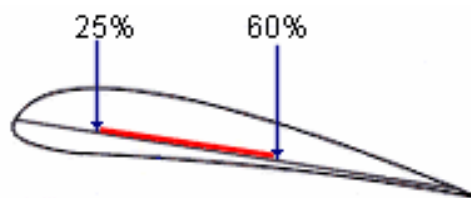
Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

La posición del centro de presiones se suele dar en % de la cuerda del ala a partir del borde de ataque. A medida que aumenta o disminuye el ángulo de ataque se modifica la distribución de presiones alrededor del

perfil, desplazándose el centro de presiones, dentro de unos límites, hacia adelante o atrás respectivamente. El margen de desplazamiento suele estar entre el 25% y el 60% de la cuerda, y puesto que afecta a la estabilidad de la aeronave es conveniente que sea el menor posible.

Mediante métodos empíricos se ha demostrado que a medida que se incrementa el ángulo de ataque, el Centro de Presiones se desplaza gradualmente hacia adelante. En un punto más allá del ángulo de ataque para vuelo ordinario, comienza a moverse hacia atrás de nuevo; cuando llega a un punto lo suficientemente atrás, el morro del avión cae porque el ala está en pérdida.

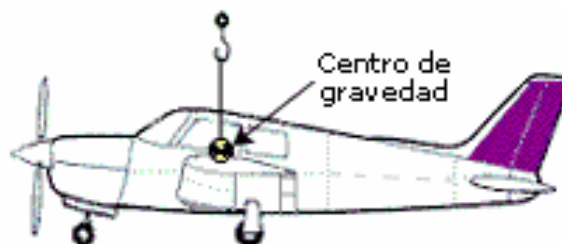
Figura 102. Límites de desplazamiento del centro aerodinámico



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

## 9.9 CENTRO DE GRAVEDAD

Figura 103. Centro de gravedad.



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

Es el punto donde se considera ejercida toda la fuerza de gravedad, es decir el peso. El C.G es el punto de balance de manera que si se pudiera colgar el avión por ese punto específico este quedaría en perfecto equilibrio. El avión realiza todos sus movimientos pivotando sobre el C.G.

La situación del centro de gravedad respecto al centro de presiones tiene una importancia enorme en la estabilidad y control del avión.

### 9.10 RESISTENCIA

La resistencia es la fuerza que impide o retarda el movimiento de un aeroplano. La resistencia actúa de forma paralela y en la misma dirección que el viento relativo, aunque también podríamos afirmar que la resistencia es paralela y de dirección opuesta a la trayectoria (ver figura 30.)

Figura 104. Dirección y sentido de la resistencia



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

Desde un punto de vista aerodinámico, cuando un ala se desplaza a través del aire hay dos tipos de resistencia: (a) resistencia debida a la fricción del aire sobre la superficie del ala, y (b) resistencia por la presión del propio aire oponiéndose al movimiento de un objeto en su seno.

La resistencia por fricción es proporcional a la viscosidad, que en el aire es muy baja, de manera que la mayoría de las veces esta resistencia es pequeña comparada con la producida por la presión, mientras que la

resistencia debida a la presión depende de la densidad de la masa de aire.

Ambas resistencias crean una fuerza proporcional al área sobre la que actúan y al cuadrado de la velocidad. Una parte de la resistencia por presión que produce un ala depende de la cantidad de sustentación producida; a esta parte se le denomina resistencia inducida, denominándose resistencia parásita a la suma del resto de resistencias.

### **9.11 EMPUJE O TRACCIÓN**

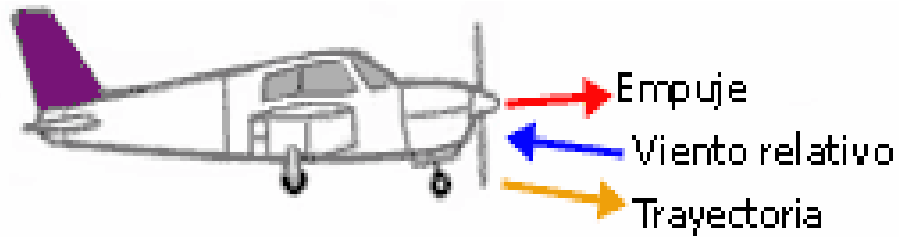
Para vencer la inercia del avión parado, acelerarlo en la carrera de despegue o en vuelo, mantener una tasa de ascenso adecuada, vencer la resistencia al avance, etc. Se necesita una fuerza: el empuje o tracción. (ver figura 23)

Esta fuerza se obtiene acelerando una masa de aire a una velocidad mayor que la del aeroplano. La reacción, de igual intensidad pero de sentido opuesto (3ª ley del movimiento de Newton), mueve el avión hacia adelante.

En aviones de hélice, la fuerza de propulsión la genera la rotación de la hélice, movida por el motor (convencional o turbina); en reactores, la propulsión se logra por la expulsión violenta de los gases quemados por la turbina.

Esta fuerza se ejerce en la misma dirección a la que apunta el eje del sistema propulsor, que suele ser más o menos paralela al eje longitudinal del avión.

Figura 105. Dirección y sentido del empuje.



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

Es obvio que el factor principal que influye en esta fuerza es la potencia del motor, pero hay otros elementos que también influyen como pueden ser la forma y tamaño de la hélice, octanaje del combustible, densidad del aire, etc. Se habla de potencia en C.V. en motores convencionales, y de kilos o libras de empuje en reactores.

Puesto que potencia es equivalente a energía por unidad de tiempo, a mayor potencia mayor capacidad de aceleración.

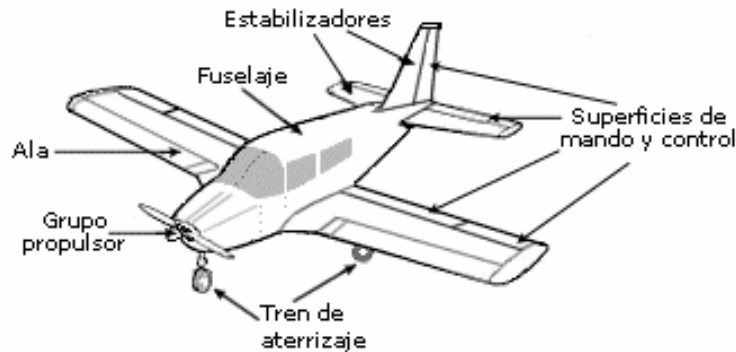
La potencia es el factor más importante a la hora de determinar la tasa de ascenso de un avión. De hecho la tasa máxima de ascenso de un avión no está relacionada con la sustentación sino con la potencia disponible descontada la necesaria para mantener un vuelo nivelado.

## 9.12 ESTRUCTURA DEL AVIÓN

En los párrafos anteriores se han descrito algunos aspectos del mundo en que se mueve el avión (la atmósfera), las leyes que explican el vuelo, las fuerzas que actúan sobre un avión en vuelo, en estos párrafos se especifican de una forma general cuales son los componentes

estructurales de un avión y su nomenclatura, poniendo especial énfasis en su elemento distintivo: las alas.

Figura 106. Estructura del avión



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

### 9.12.1 Generalidades

**Fuselaje.** Del francés "fuselé" que significa "ahusado", se denomina fuselaje al cuerpo principal de la estructura del avión, cuya función principal es la de dar cabida a la tripulación, a los pasajeros y a la carga, además de servir de soporte principal al resto de los componentes. El diseño del fuselaje además de atender a estas funciones, debe proporcionar un rendimiento aceptable al propósito a que se destine el avión. Los fuselajes que ofrecen una menor resistencia aerodinámica son los de sección circular, elíptica u oval, y de forma alargada y ahusada.

**Alas.** Son el elemento primordial de cualquier aeroplano. En ellas es donde se originan las fuerzas que hacen posible el vuelo. En su diseño se tienen en cuenta numerosos aspectos: peso máximo a soportar, resistencias generadas, comportamiento en la pérdida, o sea; todos aquellos factores que proporcionen el rendimiento óptimo para

compaginar la mejor velocidad con el mayor alcance y el menor consumo de combustible posibles.

**Superficies de mando y control.** Son las superficies móviles situadas en las alas y en los empenajes de cola, las cuales respondiendo a los movimientos de los mandos existentes en la cabina provocan el movimiento del avión sobre cualquiera de sus ejes (transversal, longitudinal y vertical). También entran en este grupo otras superficies secundarias, cuya función es la de proporcionar mejoras adicionales relacionadas generalmente con la sustentación (flaps, slats, aerofrenos, etc.).

**Sistema estabilizador.** Está compuesto en general por un estabilizador vertical y otro horizontal. Como sus propios nombres indican, su misión es la de contribuir a la estabilidad del avión sobre sus ejes vertical y horizontal

**Tren de aterrizaje.** Tiene como misión amortiguar el impacto del aterrizaje y permitir la rodadura y movimiento del avión en tierra. Puede ser fijo o retráctil, y de triciclo (dos ruedas principales y una de morro) o patín de cola (dos ruedas principales y un patín o rueda en la cola). Hay trenes adaptados a la nieve (con patines) y al agua (con flotadores).

**Grupo moto propulsor.** Encargado de proporcionar la potencia necesaria para contrarrestar las resistencias del aparato, tanto en tierra como en vuelo, impulsar a las alas y que estas produzcan sustentación, y por último para aportar la aceleración necesaria en cualquier momento. Este grupo puede estar constituido por uno o más motores; motores que pueden ser de pistón, de reacción, turbopropulsores, etc. Dentro de este grupo se incluyen las hélices, que pueden tener distintos tamaños, formas y número de palas.

**Sistemas auxiliares.** Resto de sistemas destinados a ayudar al funcionamiento de los elementos anteriores o bien para proporcionar más confort o mejor gobierno de la aeronave. Podemos mencionar por ejemplo, el sistema hidráulico, el eléctrico, presurización, alimentación de combustible, etc.

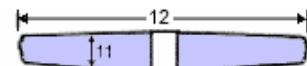
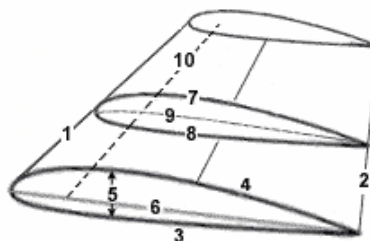
### 9.13 LAS ALAS

Los pioneros de la aviación tratando de emular el vuelo de las aves, construyeron todo tipo de artefactos dotados de alas articuladas que generaban corrientes de aire. Solo cuando se construyeron máquinas con alas fijas que surcaban el aire en vez de generarlo, fue posible el vuelo de máquinas más pesadas que el aire. Aunque veremos que hay alas de todos los tipos y formas, todas obedecen a los mismos principios explicados con anterioridad.

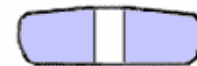
Por ser la parte más importante de un aeroplano y por ello quizá la más estudiada, es posiblemente también la que más terminología emplee para distinguir las distintas partes de la misma. A continuación se detalla esta terminología (ver figura 25).

Figura 107. Terminología general de los elementos del ala

- 1 - Borde de ataque.
- 2 - Borde de salida.
- 3 - Intrados.
- 4 - Extradors.
- 5 - Espesor.
- 6 - Cuerda.
- 7 - Curvatura superior.
- 8 - Curvatura inferior.
- 9 - Curvatura media.
- 10 - Línea 25% de la cuerda.
- 11 - Cuerda media.
- 12 - Envergadura.



Mayor alargamiento.  
Menor resistencia inducida.



Menor alargamiento.  
Mayor resistencia inducida.

● Superficie alar = Cuerda media \* Envergadura

$$\text{Alargamiento} = \frac{\text{Envergadura}}{\text{Cuerda media}}$$

Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

**Perfil.** Es la forma de la sección del ala, es decir lo que veríamos si cortáramos esta transversalmente "como en rodajas". Salvo en el caso de alas rectangulares en que todos los perfiles ("rodajas") son iguales, lo habitual es que los perfiles que componen un ala sean diferentes; se van haciendo más pequeños y estrechos hacia los extremos del ala.

**Borde de ataque.** Es el borde delantero del ala, o sea la línea que une la parte anterior de todos los perfiles que forman el ala; o dicho de otra forma: la parte del ala que primero toma contacto con el flujo de aire.

**Borde de salida.** Es el borde posterior del ala, es decir la línea que une la parte posterior de todos los perfiles del ala; o dicho de otra forma: la parte del ala por donde el flujo de aire perturbado por el ala retorna a la corriente libre.

**Extrados.** Parte superior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida.

**Intrados.** Parte inferior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida.

**Espesor.** Distancia máxima entre el extrados y el intrados.

**Cuerda.** Es la línea recta imaginaria trazada entre los bordes de ataque y de salida de cada perfil.

**Cuerda media.** Como los perfiles del ala no suelen ser iguales sino que van disminuyendo hacia los extremos, lo mismo sucede con la cuerda de cada uno. Por tanto al tener cada perfil una cuerda distinta, lo normal es hablar de cuerda media.

**Línea del 25% de la cuerda.** Línea imaginaria que se obtendría al unir todos los puntos situados a una distancia del 25% de la longitud de la

cuerda de cada perfil, distancia medida comenzando por el borde de ataque.

**Curvatura.** Del ala desde el borde de ataque al de salida. Curvatura superior se refiere a la de la superficie superior (extrados); inferior a la de la superficie inferior (intrados), y curvatura media a la equidistante a ambas superficies. Aunque se puede dar en cifra absoluta, lo normal es que se exprese en % de la cuerda.

**Superficie alar.** Superficie total correspondiente a las alas.

**Envergadura.** Distancia entre los dos extremos de las alas. Por simple geometría, si multiplicamos la envergadura por la cuerda media debemos obtener la superficie alar.

**Alargamiento.** Cociente entre la envergadura y la cuerda media. Este dato nos dice la relación existente entre la longitud y la anchura del ala (Envergadura/Cuerda media). Por ejemplo; si este cociente fuera 1 estaríamos ante un ala cuadrada de igual longitud que anchura. Obviamente a medida que este valor se hace más elevado el ala es más larga y estrecha.

Este cociente afecta a la resistencia inducida de forma que: a mayor alargamiento menor resistencia inducida.

**Flecha.** Angulo que forman las alas (más concretamente la línea del 25% de la cuerda) respecto del eje transversal del avión. La flecha puede ser positiva (extremos de las alas orientados hacia atrás respecto a la raíz o encastre, que es lo habitual), neutra, o negativa (extremos adelantados). Para tener una idea más gráfica, pongamos nuestros brazos en cruz como si fueran unas alas; en esta posición tienen flecha nula, si los echamos hacia atrás tienen flecha positiva, y si los echamos hacia delante tienen flecha negativa. (Ver figura 26.)

Figura 108. Flecha del ala



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

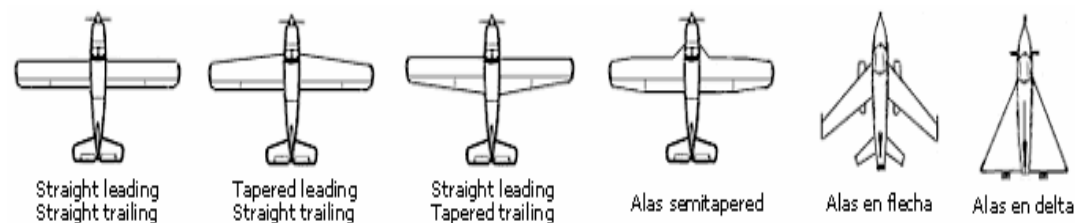
**Diedro.** Visto el avión de frente, ángulo en forma de "V" que forman las alas con respecto al horizonte. El ángulo diedro puede ser positivo, neutro, o negativo. Volviendo a nuestros brazos en cruz, en posición normal tenemos diedro neutro, si los subimos tienen diedro positivo y si los bajamos tienen diedro negativo.

Figura 109. Ángulos diedros



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

Figura 110. Algunas formas de las alas



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

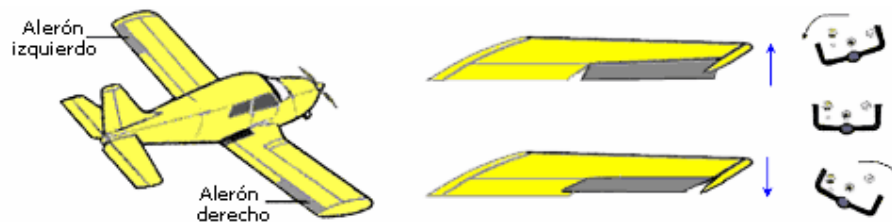
## 9.14 SUPERFICIES DE CONTROL

Son superficies aerodinámicas móviles que, accionadas por el piloto a través de los mandos de la cabina, modifican la aerodinámica del avión provocando el desplazamiento de este sobre sus ejes y de esta manera el seguimiento de la trayectoria de vuelo deseada.

Las superficies de control son tres: alerones, timón de profundidad y timón de dirección. El movimiento en torno a cada eje se controla mediante una de estas tres superficies. La diferencia entre un piloto y un conductor de aviones es el uso adecuado de los controles para lograr un movimiento coordinado. Veamos cuales son las superficies de control, como funcionan, y como las acciona el piloto.

**9.14.1 Alerones.** Palabra de origen latino que significa "ala pequeña", son unas superficies móviles, situadas en la parte posterior del extremo de cada ala, cuyo accionamiento provoca el movimiento de alabeo del avión sobre su eje longitudinal. Su ubicación en el extremo del ala se debe a que en esta parte es mayor el par de fuerza ejercido.

Figura 111. Alerones y mando de control

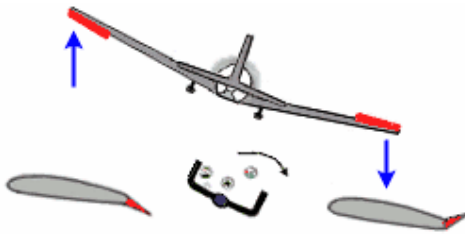


Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

Funcionamiento: Los alerones tienen un movimiento asimétrico. Al girar el volante hacia un lado, el alerón del ala de ese lado sube y el del ala contraria baja, ambos en un ángulo de deflexión proporcional a la

cantidad de giro dado al volante. El alerón arriba en el ala hacia donde se mueve el volante implica menor curvatura en esa parte del ala y por tanto menor sustentación, lo cual provoca que esa ala baje; el alerón abajo del ala contraria supone mayor curvatura y sustentación lo que hace que esa ala suba. Esta combinación de efectos contrarios es lo que produce el movimiento de alabeo hacia el ala que desciende. (Ver figura 32.)

Figura 112. Funcionamiento de los alerones



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

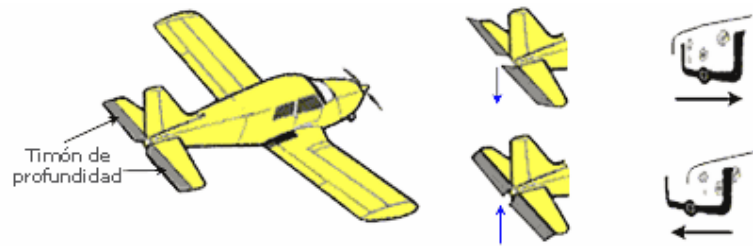
Supongamos por ejemplo que queremos realizar un movimiento de alabeo a la derecha: giramos el volante a la derecha; el alerón del ala derecha sube y al haber menos sustentación esa ala desciende; por el contrario, el alerón abajo del ala izquierda provoca mayor sustentación en esa ala y que esta ascienda.

**9.14.2 Timón de profundidad.** Es la superficie o superficies móviles situadas en la parte posterior del empenaje horizontal de la cola del avión. Aunque su nombre podría sugerir que se encarga de hacer elevarse o descender al avión, en realidad su accionamiento provoca el movimiento de cabeceo del avión (morro arriba o morro abajo) sobre su eje transversal. Obviamente, el movimiento de cabeceo del avión provoca la modificación del ángulo de ataque; es decir que el mando de control del timón de profundidad controla el ángulo de ataque.

En algunos aviones, el empenaje horizontal de cola es de una pieza haciendo las funciones de estabilizador horizontal y de timón de profundidad.

El timón de profundidad es accionado por el piloto empujando o tirando del volante o la palanca de control, y suele tener una deflexión máxima de  $40^\circ$  hacia arriba y  $20^\circ$  hacia abajo. (Ver figura 33)

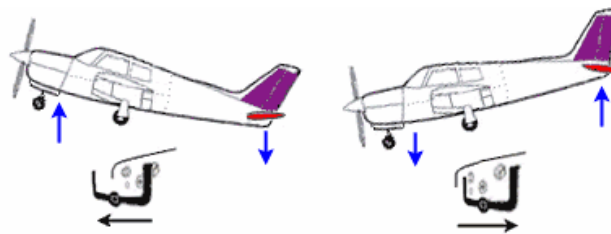
Figura 113. Timón de profundidad y mando de control



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

Funcionamiento: Al tirar del volante de control, esta superficie sube mientras que al empujarlo baja -en algunos aviones se mueve la totalidad del empenaje horizontal. El timón arriba produce menor sustentación en la cola, con lo cual esta baja y por tanto el morro sube (mayor ángulo de ataque). El timón abajo aumenta la sustentación en la cola, esta sube y por tanto el morro baja (menor ángulo de ataque). De esta manera se produce el movimiento de cabeceo del avión y por extensión la modificación del ángulo de ataque. (Ver figura 34.)

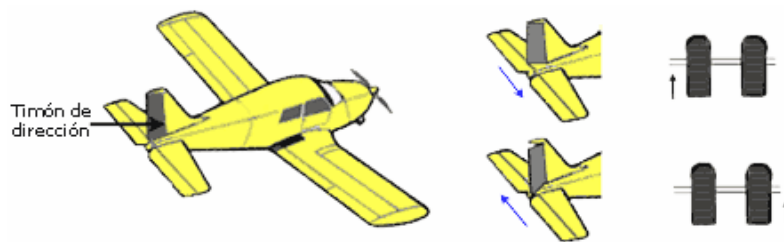
Figura 114. Funcionamiento del timón de profundidad



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

**9.14.3 Timón de dirección.** Es la superficie móvil montada en la parte posterior del empenaje vertical de la cola del avión. Su movimiento provoca el movimiento de guiñada del avión sobre su eje vertical, sin embargo ello no hace virar el aparato, sino que se suele utilizar para equilibrar las fuerzas en los virajes o para centrar el avión en la trayectoria deseada. Suele tener una deflexión máxima de 30° a cada lado.

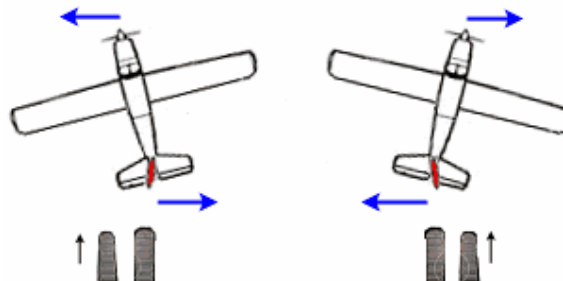
Figura 115. Timón de dirección y pedales de control



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

Funcionamiento: Al pisar el pedal derecho, el timón de dirección gira hacia la derecha, provocando una reacción aerodinámica en la cola que hace que esta gire a la izquierda, y por tanto el morro del avión gire (guiñada) hacia la derecha. Al pisar el pedal izquierdo, sucede lo contrario: timón a la izquierda, cola a la derecha y morro a la izquierda.

Figura 116. Funcionamiento del timón de dirección



Fuente: <http://iniciaviacion.org>.

## **10. DISEÑO AERONÁUTICO**

El desarrollo más grande en la aeronáutica, es la aplicación de los principios aerodinámicos y sus desarrollos, a las aeronaves; ya sean aviones, helicópteros, misiles naves aeroespaciales, etc.

Este trabajo se centra en proceso del diseño de una aeronave, bajo las normas internacionales, basándose en las diferentes aeronaves construidas en el último siglo.

### **10.1 LA FILOSOFÍA DE DISEÑO DE AVIONES**

El diseño de un avión es un proceso de creación ingenieril donde se plasma sobre un papel o en el computador una maquina capaz de elevarse, con el fin de suplir algunas necesidades a potenciales compradores o ser pionero en nuevas tecnologías.

El objetivo de este trabajo es mostrar la filosofía y metodología general del diseño de un avión, esto es pura mente una actividad intelectual, sin llegar a pensar en ser un libro guía en el diseño; sino mostrar sola una manera de las muchas que hay en esta actividad.

### **10.2 FASES DEL DISEÑO DE AVIONES**

Desde en el momento que el avión es concebido en la mente de los diferentes diseñadores, hasta el momento de su materializaron y pruebas, se pasan por diferentes fases de diseño; estas fases en orden cronológico son: Diseño conceptual, Diseño preliminar, Diseño de detalles.

### **10.3 DISEÑO CONCEPTUAL**

El proceso de diseño comienza con una serie de especificaciones o requerimientos para un nuevo avión, los primeros pasos hacia el objetivo comienza con la fase de diseño conceptual, este diseño tiene cierta flexibilidad, y tiende a cambiarse en las fases posteriores, en esta fase se determina: la configuración general del avión, tamaño, peso y rendimiento de la aeronave.

El diseño conceptual se debe plasmar en el papel o en el computador. En esta fase se determinan los aspectos fundamentales de la forma de las alas y su localización relativa al fuselaje; así como la configuración del tail y sistema moto propulsor.

### **10.4 DISEÑO PRELIMINAR**

En esta fase del diseño se entra al diseño estructural del avión y sistema de control, se basa en estudios hechos en túneles de viento o programas computacionales; buscando y corrigiendo posibles errores aerodinámicos o problemas de estabilidad que fueron pasados por alto en la anterior fase.

### **10.5 DISEÑO DE DETALLES**

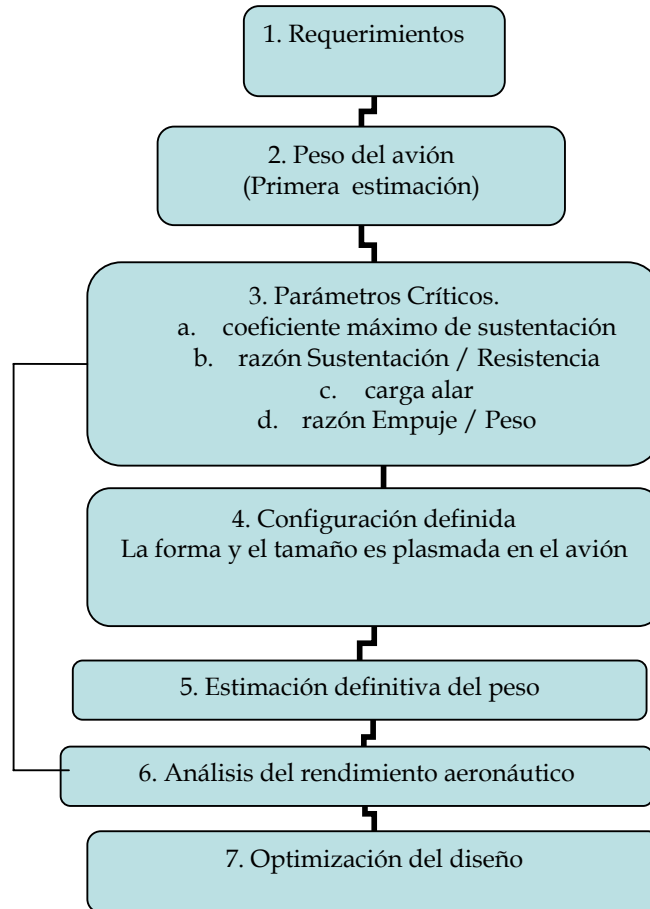
Esta fase del diseño es literalmente de láminas y pernos en el diseño aeronáutico. La aerodinámica, propulsión, estructura, controles de vuelo han sido totalmente diseñados, y solamente falta la construcción. Por lo tanto en esta fase se determina todos los detalles de las diferentes partes del avión, como lo son, cada larguero, costilla y piel; así como se tamaño y espesor.

En esta fase se estudia a profundidad los detalles de la construcción y se analiza por medio de diferentes programas de CAD y CAE.

## 10.6 PUNTOS CONCEPTUALES EN EL DISEÑO AERONÁUTICO

El proceso de diseño es un acto de creatividad, y por lo tanto no hay un camino exacto o correcto por donde el diseñador deba guiarse. Por esto diversas compañías y diseñadores, se han guiado por diferentes puntos de vista en el diseño aeronáutico, este proyecto se basa en siete puntos conceptuales del diseño aeronáutico, aunque cada diseñador puede tomar diferentes caminos o ignorar algunos de los puntos.

Figura 117. Diagrama de flujo para el diseño aeronáutico.



Fuente: autores

## **10.7 REQUERIMIENTO**

Cuando se comienza a diseñar un avión se debe preguntar, para que se quiera utilizar el avión (aplicación utilitaria, militar, acrobática, etc.).

Los requerimientos de un nuevo avión son únicos y diferentes; debido que cada diseñador es único y diferente; pero para este trabajo se enfocaron los requerimientos más importantes en la aviación civil.

1. Rango.
2. Distancia de despegue
3. Velocidad mínima de vuelo
4. Velocidad máxima
5. Rata de subida
6. Máximo factor de carga
7. Altura máxima
8. Costo
9. Mantenimiento
10. Tamaño máximo

## **10.8 PESO DEL AVIÓN - PRIMERA ESTIMACIÓN**

Una aeronave no puede mantenerse en vuelo a menos, que pueda producir una fuerza de sustentación igual o mas grande que su propio peso, el proceso de diseño no se puede comenzar, sin que el diseñador tenga una idea del peso aproximado del avión.

Desde el comienzo de la aviación, el diseñador tenia dos preguntas fundamentales; ¿como produzco, una fuerza necesaria para hacer elevar el aeronave?, ¿A medida que aumento la potencia crece la resistencia, por lo tanto sea hace mas grande y pesado?; debido a esto el parámetro del peso del avión y por lo tanto la fuerza de sustentación para elevar el avión , es el primer punto conceptual a definir.

## **10.9 PARÁMETROS CRÍTICOS**

Los requerimientos del diseño estipulan un rendimiento esperado en el avión.

Para que el avión cumpla con ese rendimiento esperado debe ser posible que tenga unos valores mínimos en la capacidad del sistema moto propulsor y una configuración alar optima; algunas de las características son: coeficiente máximo de sustentación, carga alar, relación peso/potencia.

## **10.10 CONFIGURACIÓN DEFINIDA**

La configuración definida es un boceto de la forma y tamaño del avión ; esto se hace con los parámetros críticos y el peso aproximado ya calculados, dando una aproximación muy cercana del tamaño y la configuración del avión.

## **10.11 ESTIMACIÓN DEFINITIVA DEL PESO**

En esta etapa, se tiene la configuración definitiva, y se detallada el peso real del avión, en base a los diferentes detalles de la estructura y condiciones de vuelo del avión.

## **10.12 ANÁLISIS DEL RENDIMIENTO AERONÁUTICO**

Esta etapa se basa, en la capacidad del ingeniero de observar los diferentes errores o problemas, que tiene el diseño previo, en este punto el diseñador se debe apoyar en los diferentes software que hay en el mercado, tanto de CAD como de CAE, en nuestro caso Solid Edge y Ansys.

### **10.13 OPTIMIZACIÓN**

Luego del rediseño que hubo en la etapa anterior, el diseñador comienza a probar diferentes cambios en avión, buscando mejor rendimiento aeronáutico o adaptando cambios debido a la construcción.

## **11. DISEÑO ESTRUCTURAL**

### **11.1. DISEÑO DE LA ESTRUCTURA MEDIANTE EL CRITERIO DE TOLERANCIA AL DAÑO**

La aeronáutica se caracteriza por utilizar conceptos de diseño que buscan perfeccionar la seguridad de sus estructuras. En esta disciplina surgió la necesidad de fabricar estructuras capaces de soportar cargas variables que pueden causar falla por fatiga.

A pesar de los esfuerzos por diseñar elementos para una vida de servicio adecuada, las fallas eventuales no han podido ser eliminadas. Por lo tanto, estas fallas deben ser contempladas en el diseño aeronáutico.

La idea general de la tolerancia al daño es asumir que existen defectos en la estructura y evaluar la capacidad de ésta para funcionar en su presencia. Una estructura tolerante al daño es aquella que es capaz de soportar las cargas de diseño en las etapas iniciales del daño y que presenta una alta resistencia a la propagación de éste en forma de grietas. De este modo, es posible detectar el daño en las inspecciones establecidas, antes que éste se torne crítico.

El objetivo general de este capítulo, es presentar un procedimiento para realizar la evaluación de la tolerancia al daño de una aeronave, aplicando métodos de la mecánica computacional. Se estudiarán los esfuerzos que soporta la estructura sometida a las cargas de servicio. A partir de estos esfuerzos se determinarán los elementos que serán analizados en detalle, asumiendo la presencia de grietas iniciales en estos. Como resultado de este análisis se espera proponer nuevos intervalos de inspección para los elementos considerados.

Para llevar a cabo esta evaluación se siguió el método propuesto para cumplir los requerimientos de las normas vigentes para aeronaves. Este método contempla la aplicación de la teoría de fractomecánica. Para representar los elementos agrietados se cuenta con programas especialmente diseñados para modelar grietas con elementos finitos y elementos de contorno.

No obstante se dispone de métodos para encontrar soluciones numéricas a problemas complejos, resulta a menudo necesario realizar suposiciones para construir los modelos matemáticos que representan los problemas reales. Se hará hincapié en mostrar el razonamiento que llevó a realizar estas suposiciones.

## **11.2 EVALUACIÓN DE LA TOLERANCIA AL DAÑO DE ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS**

En esta sección se presenta la metodología de evaluación de la tolerancia al daño de aeronaves. Esta metodología está enfocada a cumplir con los requerimientos de las normas de certificación vigentes.

**11.2.1. Requerimientos de la norma FAR-23 referentes a la tolerancia al daño.** La norma aceptada mundialmente para diseño y certificación de aeronaves es la FAR (Federal Aviation Regulations). Esta norma, creada por la FAA (Federal Aviation Administration) de los Estados Unidos, está dividida por partes. La parte que se aplica a aviones de menos de 5.700kg de peso al momento del despegue es la FAR Part 23. Ésta define los estándares de certificación de vuelo para aviones de las categorías normal, utilitario, acrobático y de transporte de pasajeros.

La sub-parte C de la norma FAR 23 se refiere a los requerimientos de evaluación estructural. La sección 23.573 define los requerimientos para

la evaluación de tolerancia al daño y a la fatiga de la estructura, estableciendo tres posibles métodos:

El primer método consiste en investigar la resistencia a la fatiga de la estructura, de manera de mostrar que ésta es capaz de soportar las cargas de magnitud variable que se esperan en la vida de servicio, mediante ensayos o por análisis soportado por resultados de ensayos.

El segundo método consiste en una investigación de la resistencia a prueba de falla, en la cual se demuestra mediante análisis, ensayos o ambos que la falla catastrófica de la estructura no es probable como consecuencia de una falla por fatiga o una falla parcial de un elemento estructural principal, y que la estructura que no ha sufrido falla será capaz de soportar una carga máxima estática de un 75% del factor de carga límite a la velocidad de crucero.

El tercer método consiste en realizar una evaluación de la tolerancia al daño de la estructura. La norma especifica que esta evaluación debe incluir la determinación de las posibles ubicaciones y los posibles modos de daño debido a fatiga, corrosión o daño accidental. La determinación debe ser realizada mediante análisis soportado por evidencia experimental y, si se dispone de ella, por la experiencia de servicio. El daño en múltiples sitios debido a fatiga debe ser incluido en aquellos casos en los que el diseño sea tal que este tipo de falla sea previsible. La evaluación debe incorporar análisis que consideren cargas cíclicas y estáticas, avalados por evidencia experimental. El daño considerado para la evaluación de resistencia residual en cualquier momento dentro de la vida operacional de la aeronave, debe ser consistente con la detectabilidad inicial y crecimiento subsecuente bajo cargas cíclicas. La evaluación de resistencia residual debe mostrar que la estructura no dañada es capaz de soportar cargas de vuelo críticas, consideradas como

cargas últimas, con el daño detectable consistente con los resultados de las evaluaciones de tolerancia al daño.

Es práctica común en la industria aeronáutica certificar las aeronaves que se rigen por la norma FAR 23 sin realizar una evaluación de la tolerancia al daño, es decir, aplicando el primer o el segundo método de certificación de resistencia a la fatiga. Como consecuencia del poco uso de este método de certificación propuesto por la norma, la FAA no ha emitido circulares que detallen y guíen al ingeniero en el proceso de certificación de tolerancia al daño, lo que sí ha ocurrido para las aeronaves de pasajeros, que se rigen por la norma FAR 25. En esta categoría se exige una certificación de tolerancia al daño, lo que se fundamenta en los accidentes que han ocurrido debido a las cargas fuertemente variables que actúan sobre el fuselaje de las cabinas presurizadas. Para guiar el proceso de evaluación según la norma FAR 25, la FAA ha emitido la circular AC 25.571 (1998). Además, la FAA ha publicado el Damage Tolerance Assessment Handbook (1993).

En el presente trabajo se aplicará la metodología de evaluación de tolerancia al daño propuesto originalmente por la FAA para cumplir con los requerimientos de la norma FAR 25, a pesar que el objeto de estudio es una aeronave que se rige por la norma FAR 23. Cabe señalar que se respetarán las condiciones de carga establecidas por la norma FAR 23.

A continuación se presentan algunas definiciones de términos usados en tolerancia al daño, para dar paso a una revisión de la metodología de evaluación de la tolerancia al daño en aeronaves.

Las siguientes definiciones son convenciones establecidas en la industria aeronáutica (FAA, 1993).

**Tolerancia al daño.** Implica que la estructura ha sido evaluada para asegurar que si ocurriera daño por fatiga, corrosión o como causa de algún accidente, la estructura restante es capaz de soportar cargas razonables sin fallas o deformación estructural excesiva hasta que el daño sea detectado.

**A prueba de fallas.** Significa que la estructura ha sido evaluada para asegurar que una falla catastrófica no es probable después de que ocurra falla por fatiga o una falla parcial obvia de un elemento estructural principal.

**Vida segura.** Significa que la estructura ha sido evaluada para soportar las cargas repetidas de magnitud variable que se espera que soporte durante su vida útil sin presentar grietas detectables.

### **11.3 ELEMENTOS ESTRUCTURALES PRINCIPALES**

Son aquellos que contribuyen significativamente a soportar cargas de vuelo, de tierra y de presurización, y cuya falla si no fuera detectada podría resultar en una falla catastrófica del avión.

**11.3.1 Elementos estructurales críticos.** Son aquellos elementos cuya falla, si no es detectada, resultaría (inequívocamente) en una falla catastrófica del avión.

**11.3.2 Estructura principal.** Es la estructura que soporta cargas de vuelo, de tierra o de presión.

**11.3.3 Estructura secundaria.** Es la estructura que soporta solamente cargas aerodinámicas o de inercia generadas sobre o dentro de la estructura secundaria.

#### **11.4 CAMINO DE CARGA SIMPLE**

Se refiere al caso en que las cargas aplicadas llegan a distribuirse a través de un solo miembro dentro de un conjunto, cuya falla resultaría en la pérdida de la integridad estructural del componente involucrado.

#### **11.5 CAMINO DE CARGA MÚLTIPLE**

Se refiere a estructuras redundantes en las que (si ocurriera la falla de elementos individuales) las cargas aplicadas podrían ser distribuidas en forma segura a través de otros elementos que soportan carga.

#### **11.6 CONFIABILIDAD**

Se refiere a diseños de detalles o metodologías que se han demostrado confiables a través de la vida de servicio.

#### **11.7 FALLA**

Para estructuras metálicas con camino de carga simple, falla es el desarrollo de una grieta detectable. Una grieta detectable es aquella que puede ser identificada por los métodos de inspección utilizados en forma rutinaria, o los métodos requeridos en las instrucciones de mantenimiento. Para una estructura con camino de carga múltiple, falla es el desarrollo y propagación de grietas, tales que la estructura no sea capaz de soportar las cargas requeridas sin sufrir deformación excesiva.

#### **11.8 DAÑO EN MÚLTIPLES SITIOS**

Se refiere a la existencia de pequeñas grietas que en conjunto disminuyen la resistencia de un elemento estructural. Estas grietas tienen tamaños críticos mucho menores que si se tratara de daño localizado. Típicamente,

se presume la existencia de daño en múltiples sitios en las perforaciones de las uniones remachadas de fuselajes presurizados.

## **11.9 EL PROCESO DE EVALUACIÓN DE LA TOLERANCIA AL DAÑO**

**11.9.1 Etapa de preparación.** La etapa de preparación se ha definido teniendo en cuenta que la estructura completa debe ser evaluada. El diseño tolerante al daño es práctico usualmente para la mayor parte de la estructura principal de un avión. Por lo tanto, es lógico comenzar por examinar la estructura completa para identificar sus elementos estructurales principales (EEP) y elementos estructurales críticos (EEC). En general, se requiere evaluar todos estos elementos, poniendo relativamente mayor atención con los EEC.

El grado de atención dedicada a un elemento estructural se ve reflejado en el número de puntos (de inicio de grieta) que se decide evaluar. La atención debe estar relacionada con las consecuencias de una falla en el elemento. Los puntos seleccionados para un EEC deben cubrir en forma exhaustiva los posibles puntos de falla. Para un EEP, la selección puede cubrir todos o casi todos los puntos si se percibe un alto riesgo de falla, o sólo uno o dos puntos típicos si el riesgo percibido es bajo.

Las próximas tres etapas, que completan la etapa de preparación, representan un nivel más alto en el proceso de decidir cuánta atención merece un elemento estructural. La estructura que constituya un camino de carga simple evidentemente posee un riesgo mayor que una estructura que constituya un camino de carga múltiple, con elementos que detengan el crecimiento de grietas. Por otra parte, una estructura que constituya un camino de carga múltiple tiene más puntos potenciales desde los cuales puede comenzar una falla.

Los efectos del material elegido para los componentes de la estructura son mucho menos obvios pero igualmente importantes. En el diseño de

estructuras aeronáuticas tolerantes al daño se recomienda utilizar materiales y niveles de esfuerzo que, una vez que se generen grietas, aseguren una tasa de crecimiento lenta de la grieta con alta resistencia residual. Otro aspecto igualmente importante es el grado de protección a la corrosión, que determina el potencial de generación de grietas por corrosión.

La tarea preparatoria final es decidir acerca del tipo y alcance del daño que deberá ser considerado para cada posible punto de la estructura a ser evaluado. ¿Dónde es más probable que se originen grietas? ¿Debiera considerarse más de una grieta a la vez?, y si es así, ¿en qué secuencia? Las respuestas a estas preguntas dependen del camino de carga y del material. El daño generado por fuentes discretas (accidental) también debe ser considerado, de acuerdo con FAR 25.571(b) (c) y (e). Estos párrafos se refieren a los tipos de daño que pueden causar impactos de aves o fallas no contenidas de maquinaria rotatoria a bordo del avión.

Todos los factores que afectan la susceptibilidad de los EEP a sufrir falla catastrófica indetectada deben ser evaluados. La accesibilidad, el nivel de esfuerzos, la redundancia del camino de carga, susceptibilidad a la corrosión, tipo de material, etc., son factores que pueden ser cuantificados de manera de determinar cuan crítico es un EEP específico. Esto puede minimizar el número de EEP que requieren análisis.

**11.9.2 La etapa de evaluación.** La etapa de evaluación consta de los análisis y ensayos requeridos para demostrar que cada EEC y EEP cumple con cada criterio de tolerancia al daño aplicable. Los criterios se dividen en dos categorías generales: resistencia residual y vida (de servicio).

Para el daño más severo previsto, la resistencia residual de la estructura dañada debe exceder el esfuerzo máximo que se espera que la estructura

deba soportar desde el momento en que el daño se hace evidente hasta que le avión pueda ser aterrizado para ser reparado. Esto incluye la evaluación de la tolerancia al daño por fuentes discretas y además puede incluir la definición de tamaños críticos para grietas que se propagan. Los tamaños críticos se definen como los límites más allá de los cuales la integridad de la estructura no puede ser garantizada.

Una grieta que se propaga bajo los esfuerzos promedios aplicados repetitivamente durante el uso del avión, no debe alcanzar su tamaño crítico durante la vida útil de este. La interpretación que se le de a este criterio depende de la posibilidad de inspección. Si la estructura no es inspeccionable, el factor determinante es el tiempo de propagación lenta de una grieta que se asume de un tamaño inicial que representa el daño de fabricación. Un criterio similar se emplea para establecer el momento para comenzar a inspeccionar aquellas estructuras que pueden ser inspeccionadas. Para estructuras inspeccionables, el intervalo de inspección en vuelos o en horas de vuelo se basa en crecimiento lento desde un tamaño inicial que se asume puede ser detectado en forma confiable con una alta probabilidad, de acuerdo con el procedimiento de inspección especificado.

Tanto los espectros de esfuerzos como los esfuerzos máximos dependen de las cargas en vuelo y en tierra, que deben ser establecidas de acuerdo con los estándares para el dominio de vuelo, velocidades de diseño y condiciones específicas definidas en la norma FAR-23. Los esfuerzos máximos corresponden generalmente a cargas especificadas relativas a los requerimientos de resistencia del avión a cargas límites. No obstante, el factor de seguridad de 1,5 para cargas límite especificado para la definición general de carga última no se debe aplicar al criterio de tolerancia al daño de resistencia residual. Los factores sobre carga límite especificados o recomendados son entre 0,7 y 1,1, según AC 25.571.

Los espectros de esfuerzo para evaluación de vida son derivados de los espectros de carga que representan las diferentes fases de vuelos típicos. Estos espectros también pueden ser utilizados para definir esfuerzos máximos que sirvan para determinar tamaños críticos de grietas.

**11.9.3 Consideraciones de inspección.** La frecuencia y el medio por el cual un elemento estructural puede ser inspeccionado dependen fuertemente de los detalles de diseño del elemento y de su relación física con otros elementos de la estructura. El objetivo de esta etapa de la evaluación es proveer una base para el programa de inspección recomendado por el fabricante, incluyendo el cumplimiento de los estándares de la norma FAR. Desde el punto de vista del diseño aeronáutico, es importante asegurar desde el inicio del proceso de diseño que cada unión, traslape o área que se considere crítica sea inspeccionable.

En una evaluación de tolerancia al daño, se debe considerar la inspección para establecer los tamaños de grieta iniciales que se presume sean detectables con un alto nivel de confianza. Esto con el propósito de evaluar la vida de crecimiento lento de grietas y definir intervalos de inspección seguros.

**11.9.4 Tipo y magnitud del daño.** Es una práctica aceptada en la industria aeronáutica el establecer ciertas formas y tamaños estándar de grietas para el análisis de tolerancia al daño. Las especificaciones para grietas estándar están basadas en la experiencia que surgió de estudios que sustentaron el desarrollo de los requerimientos de tolerancia al daño de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos (USAF) y de la experiencia general adquirida por especialistas de la industria que han analizado numerosas grietas en estructuras que se han dado de baja de aviones civiles y militares.

Los elementos más importantes son las especificaciones para las grietas que se asumen existentes en el momento en que la estructura entra en servicio. Estas se llaman grietas iniciales, y su forma y tamaño están basados en estudios de la USAF sobre daño en manufactura. La importancia de establecer grietas iniciales realistas radica en que un pequeño cambio en el tamaño inicial asumido puede tener una gran influencia sobre la vida estimada de crecimiento de la grieta.

Existen dos especificaciones típicas para grietas iniciales. La primera representa la calidad promedio de fabricación, es decir, pequeñas imperfecciones que se espera encontrar en una estructura aeronáutica. La segunda, llamada grieta “salvaje”, representa errores ocasionales no conformes a los estándares de calidad de la producción, pero que por alguna razón no son detectados. Para la evaluación de la tolerancia al daño se asume que existe una grieta inicial “salvaje” en la estructura para cada caso de análisis.

La especificación para la grieta correspondiente a una calidad de fabricación promedio está basada en un estudio realizado para la USAF por la **McDonell-Douglas** en los años 70. La estructura de un F-4 con muchas horas de servicio se desmanteló, y los elementos estructurales fueron inspeccionados en busca de grietas. Se retiraron los remaches, se limpiaron las piezas hasta dejar el aluminio a la vista y se inspeccionó cada perforación y otros concentradores de esfuerzos con microscopios ópticos portátiles de 20X ó 40X. Del punto de vista práctico, este estudio reveló todos los puntos de inicio de daño en la estructura a estudiar.

El daño se había convertido en grietas en proceso de propagación mucho antes de la inspección, por lo tanto se necesitó de un análisis adicional para determinar los tamaños iniciales de las grietas. Algunas de las piezas agrietadas fueron llevadas al laboratorio, donde las superficies agrietadas se examinaron con gran aumento (1000X a 10000X) bajo un

microscopio electrónico. Con este aumento se aprecia que las caras de la grieta tienen una apariencia claramente estriada. Las estrías comienzan a aparecer en el momento en que se inicia el proceso de crecimiento de la grieta por fatiga, y se asocian con la abertura y cierre cíclico de la grieta, en respuesta a la carga variable aplicada a la pieza durante el vuelo.

Las estrías pueden ser correlacionadas con horas de vuelo al compararlas con datos de aceleración registrados en vuelo. De esta manera al contar las estrías se puede reconstituir el crecimiento de la grieta en el tiempo. Este procedimiento no es exacto, pero se pueden hacer estimaciones razonables si las observaciones se correlacionan además con la predicción de crecimiento de la grieta basado en una ecuación del tipo  $dN/da$ . De esta forma se extrapoló el tamaño de las grietas hasta el tiempo cero. El estudio arrojó 104 valores para tamaño inicial de grietas. Al representarlo en un gráfico de frecuencia acumulada se constató que un alrededor de un 99% de los tamaños iniciales de grieta en esta muestra eran menores que 0,005 pulgadas (0,127 mm).

Además, el análisis estadístico indica que, con un 95% de confianza, un 90 a un 95% de las grietas en una muestra similar debieran ser de un tamaño menor que 0,005 pulgadas.

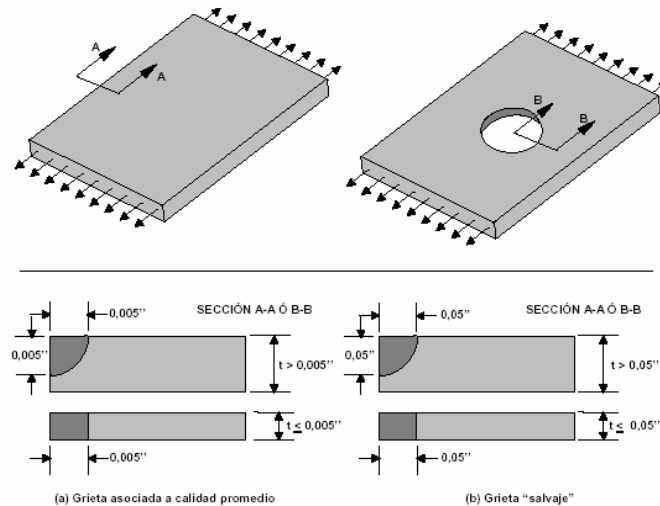
A partir de estos resultados, se especificó el tamaño inicial para grietas con calidad de fabricación promedio en 0,005 pulgadas. La forma inicial se estableció como un cuarto de esquina circular para secciones más gruesas que 0,005 pulgadas, o una grieta a través del espesor en planchas más delgadas.

La USAF llevó a cabo un estudio similar pero mucho más amplio para establecer la especificación para la grieta "salvaje".

En realidad, estas grietas no ocurren muy a menudo y lo más probable es que no se encuentre ninguna grieta de este tipo en una inspección completa de una estructura aeronáutica elegida al azar. Por lo tanto, el estudio para la grieta “salvaje” se basó en una colección de numerosos componentes de estructuras que habían fallado o en los cuales se detectó grandes grietas durante las inspecciones de rutina.

El juicio conservativo llevó a la especificación de una grieta inicial diez veces más grande que la grieta asociada a una calidad promedio de fabricación.

Figura 118. Especificaciones para las grietas iniciales.



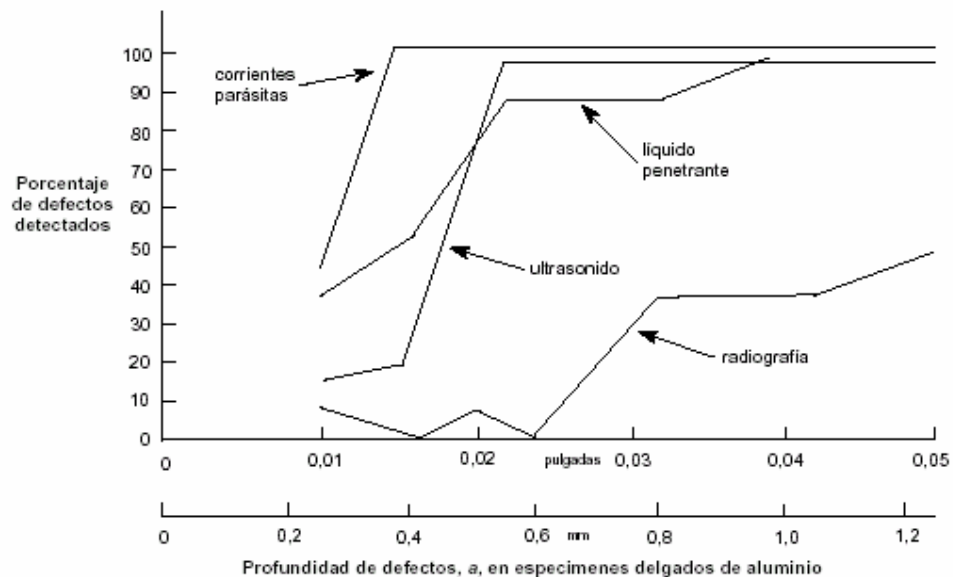
Fuente: autores

En la mayoría de los casos de análisis se asumen una o dos grietas. Para perforaciones de remaches adyacentes se deben asumir varias grietas de calidad promedio para representar daño en múltiples sitios. Si la pieza a analizar presenta perforaciones taladradas es común definir una grieta “salvaje” para determinar el primer intervalo de inspección.

Los inspectores de mantenimiento no pueden detectar las grietas hasta que estas han crecido más allá de los tamaños iniciales discutidos anteriormente. El tamaño mínimo detectable depende de la configuración de la estructura, tipo de inspección, accesibilidad y ambiente de trabajo. Estos factores deben ser considerados en cada caso de análisis que busque justificar la especificación de intervalos de inspección.

**11.9.5 Inspección no destructiva.** Actualmente en la industria aeronáutica se reconoce la necesidad de inspeccionar en busca de daño en múltiples sitios. Estas inspecciones requieren métodos técnicos (ya no sólo visuales) porque los tamaños de grietas a detectar son pequeños. La figura compara la capacidad de detección de algunos de estos métodos.

Figura 119. Capacidad de detección de algunos métodos NDI.



Fuente: autores

## CONCLUSIONES

En primer lugar se puede concluir que este proyecto sirve para sentar las bases de futuras investigaciones en aeronáutica experimental, ya que abarca un extenso campo para explorar y poner a prueba los conocimientos de ingeniería para el desarrollo de prototipos funcionales.

Es posible mejorar la eficiencia aerodinámica del avión al usar coeficientes de diseño más alto, aunque los aplicados en tal proceso cumplen satisfactoriamente, teniendo en cuenta que la potencia requerida se aumentó para garantizar una tasa de ascenso adecuada, ya que debido a la aplicación de materiales como el acero, la falta de experiencia en la construcción de aeronaves y los restringidos recursos económicos hicieron que se lograra una ganancia de peso adicional, pero que aun se encuentra en el rango calculado en la etapa de diseño.

La construcción del avión cuenta con facilidades a la hora de transportarlo puesto que presenta planos extraíbles, un perfil alar de alta sustentación y una estructura resistente probada previamente con resultados reales y computacionales satisfactorios que brindan confiabilidad a la hora de volar.

El avión puede operar en una pista de 200 metros ya que cuenta con flaps que garantizan los aterrizajes y despegues con poca pista, cumpliendo con los dictámenes de la FAR 23, teniendo en cuenta que la estructura propuesta y el motor escogido hace que su manufactura y producción en serie sea viable.

La aplicación de herramientas computacionales hace que la construcción de aeronaves experimentales sea mucho más fácil y efectiva con resultados óptimos en el proceso constructivo y de montaje.

Los ultralivianos son aeronaves muy versátiles a la hora de volar y puede efectuar con facilidad labores de reconocimiento transporte y fumigación debido a la estabilidad estructural y aerodinámica que tiene, con bajos costos de operación en el consumo de combustible ya que consta de una mezcla preparada de gasolina extra y aceite, de tal forma que por ser aeronaves de tipo experimental, también los costos de mantenimiento y cambios de accesorios son relativamente económicos comparados con otros aviones monomotores convencionales.

## **RECOMENDACIONES**

Se recomienda llevar a cabo análisis de estabilidad y control con esto será posible chequear que las áreas del empenaje sean medidas adecuadamente.

Lo mismo aplica con las superficies de control.

Una vez efectuadas las pruebas que garanticen la funcionalidad de la aeronave se deben chequeos visuales de inspección previos al vuelo para garantizar que todo se encuentra en orden y evitar cualquier tipo de imprevisto.

A bajas velocidades será necesario el uso de flaps, y requerirá un tren de aterrizaje más corto, ya que el avión tendrá que rotar menos para despegar.

Se recomienda un programa de mantenimiento predictivo inspeccionando las zonas críticas del fuselaje y el motor para su oportuna reparación después de determinadas horas de vuelo.

## BIBLIOGRAFIA

BEER, FERDINAND P. JOHNSTON. Russell. Mecánica de Materiales. México: Mc Graw Hill, 1995.

DU MERLE, GUY. CONSTRUCTION DES AVIONS. Paris : Dunod, 1947.

GONZÁLEZ JAIMES, ISNARDO. Metodología del Diseño en Ingeniería Mecánica. Bucaramanga: UIS, 1999.

PERKINS, COURTLAND. HAGE, ROBERT. Airplane Performance Stability and Control. New York: John Wiley & Sons, 1949.

ROJAS, HERNÁN. Diseño de Maquinas II. Bucaramanga: UIS, 1992.

SHIGLEY, Joseph. MISCHKE, Charles. Diseño en Ingeniería Mecánica. México: Mc Graw Hill, 1996.

SHEVELL. Richard. Fundamentals of Flight. Englewood Cliffs: Prentice Hall, 1989.

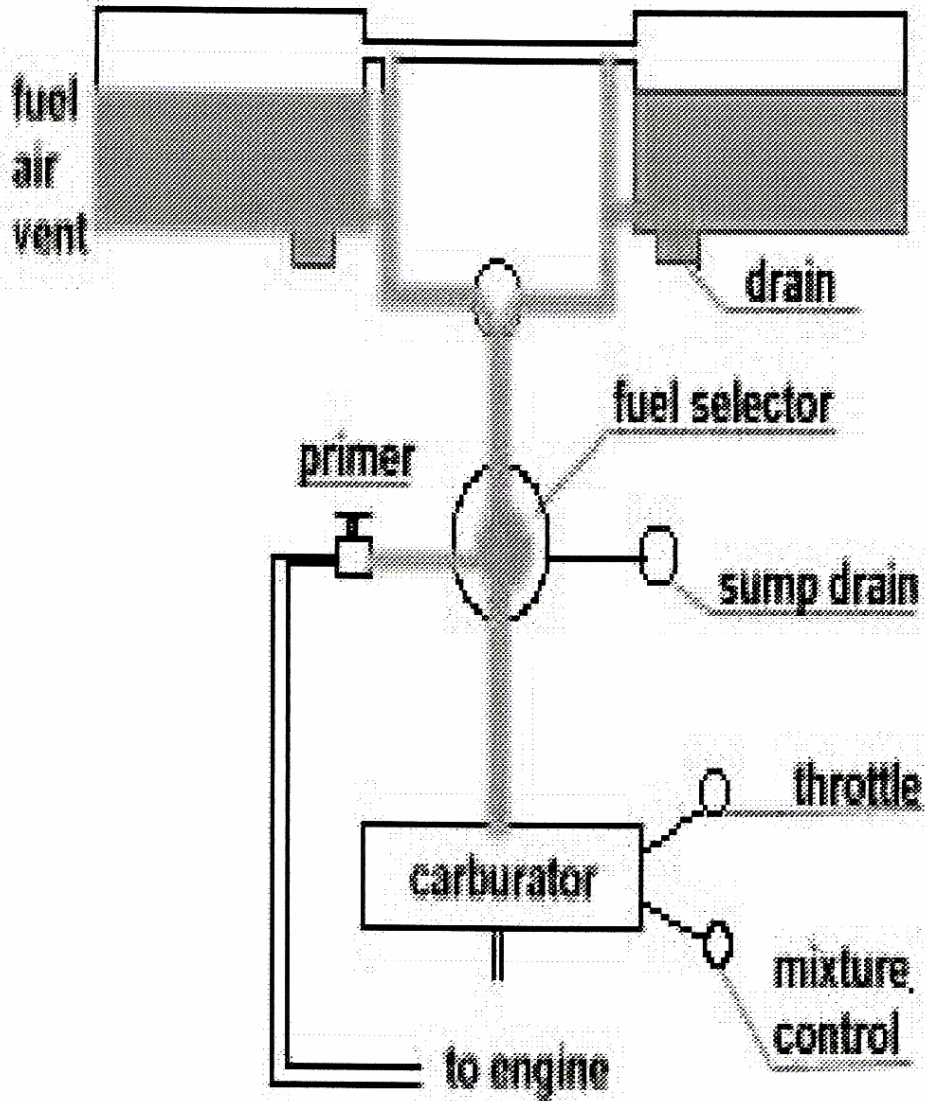
<http://airfanalysis.hypermart.net>

[www.Davincitechologies.com](http://www.Davincitechologies.com)

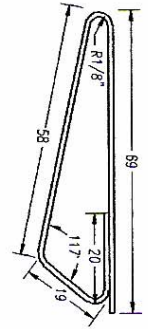


# **ANEXOS**

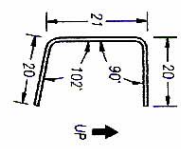
**Anexo A.**  
**SISTEMA DE COMBUSTIBLE**



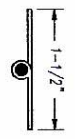
**Anexo B.**  
**ESQUEMA DE CONTROLES**



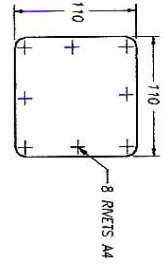
1 TRIM TAB SKIN  
L=415  
d=168  
E=016 6061-16 (1 RECD)



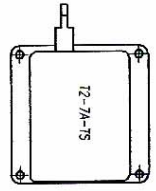
3 ELEVATOR CUTOUT CHANNEL  
L=435  
d=58  
E=025 6061-16 (1 RECD)



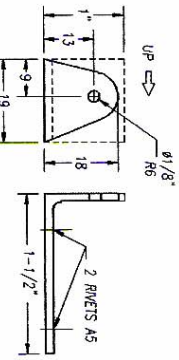
4 PIANO HINGE  
L=415  
MS2057-4 (1 RECD)



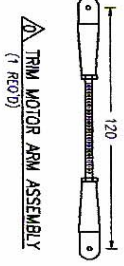
5 ACCESS HOLE COVER PLATE  
E=025 6061-16 (1 RECD)



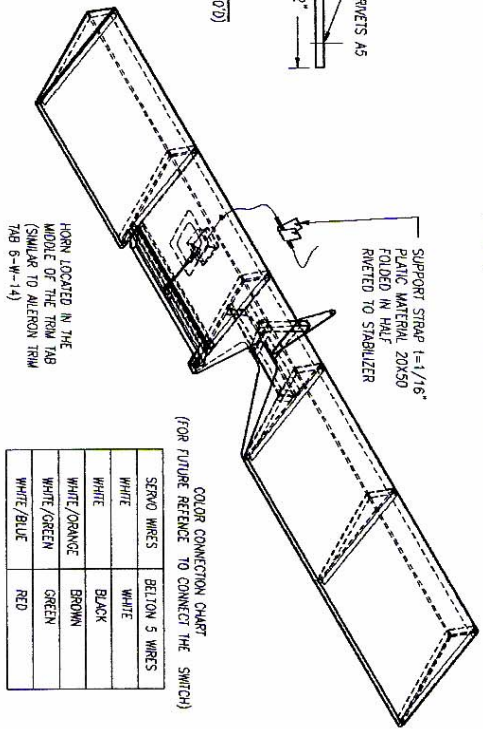
T2-7A-1S SERVO  
(1 RECD)



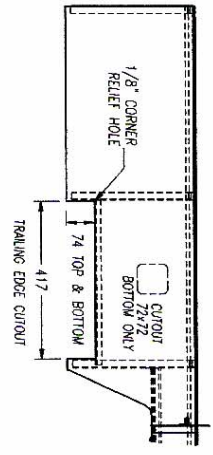
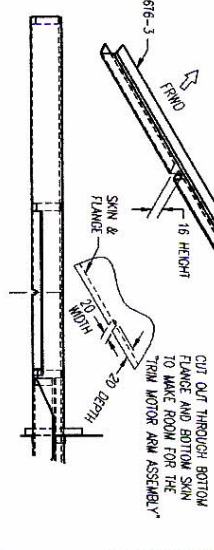
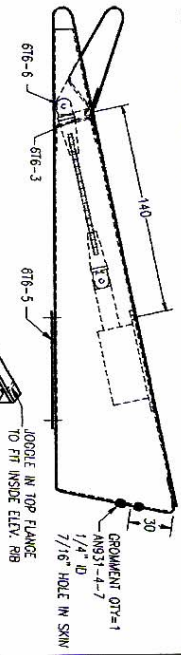
6 TRIM TAB HORN ANGLE  
E=0061-16 1X-1/2X7/8 (1 RECD)



TRIM MOTOR ARM ASSEMBLY  
(1 RECD)



ELEVATOR TRIM TAB DEFLECTIONS  
NEUTRAL: TOP SURFACE IS IN LINE WITH THE TOP SURFACE OF ELEVATOR  
UP: 30 DEGREES  
DOWN: 30 DEGREES



COLOR CONNECTION CHART  
(FOR FUTURE REFERENCE TO CONNECT THE SWITCH)

SERVO WIRES	BELTLOW 5 WIRES
WHITE	WHITE
WHITE	BLACK
WHITE/ORANGE	BROWN
WHITE/GREEN	GREEN
WHITE/BLUE	RED





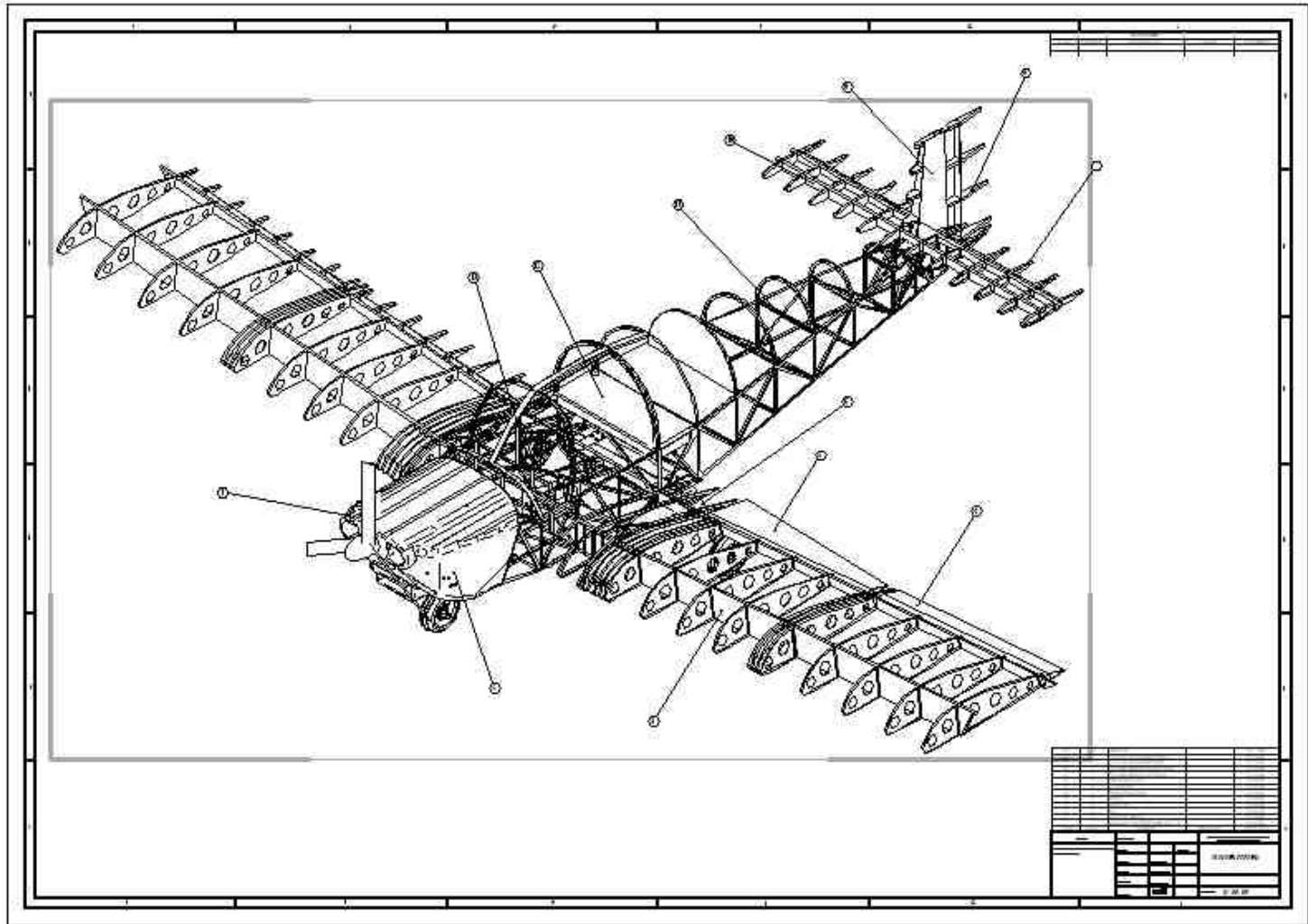
**Anexo C.**

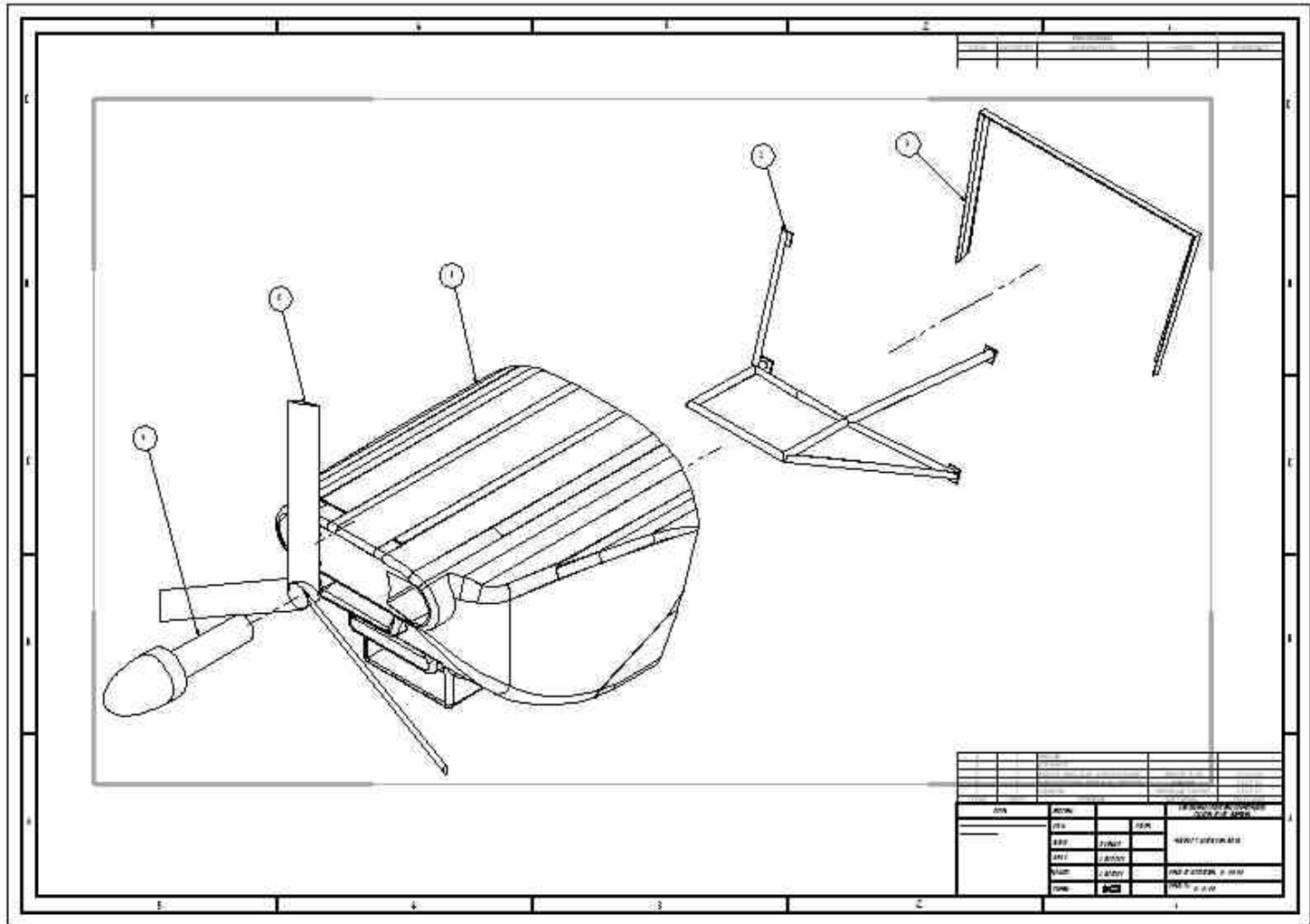
**NORMAS FAR**

**(VER ARCHIVO EN PDF)**

**Anexo D.**

**PLANOS**





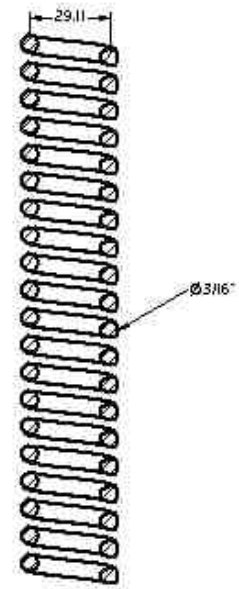
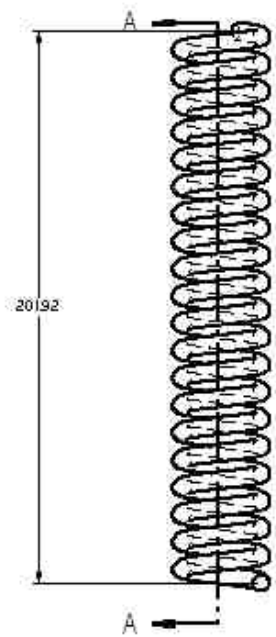
TECHNICAL SPECIFICATIONS			
ITEM	DESCRIPTION	QUANTITY	UNIT
1	POST	1	PC
2	SHAFT	1	PC
3	CYLINDER	1	PC
4	BRAKET	1	PC
5	PLATE	1	PC
TOTAL			





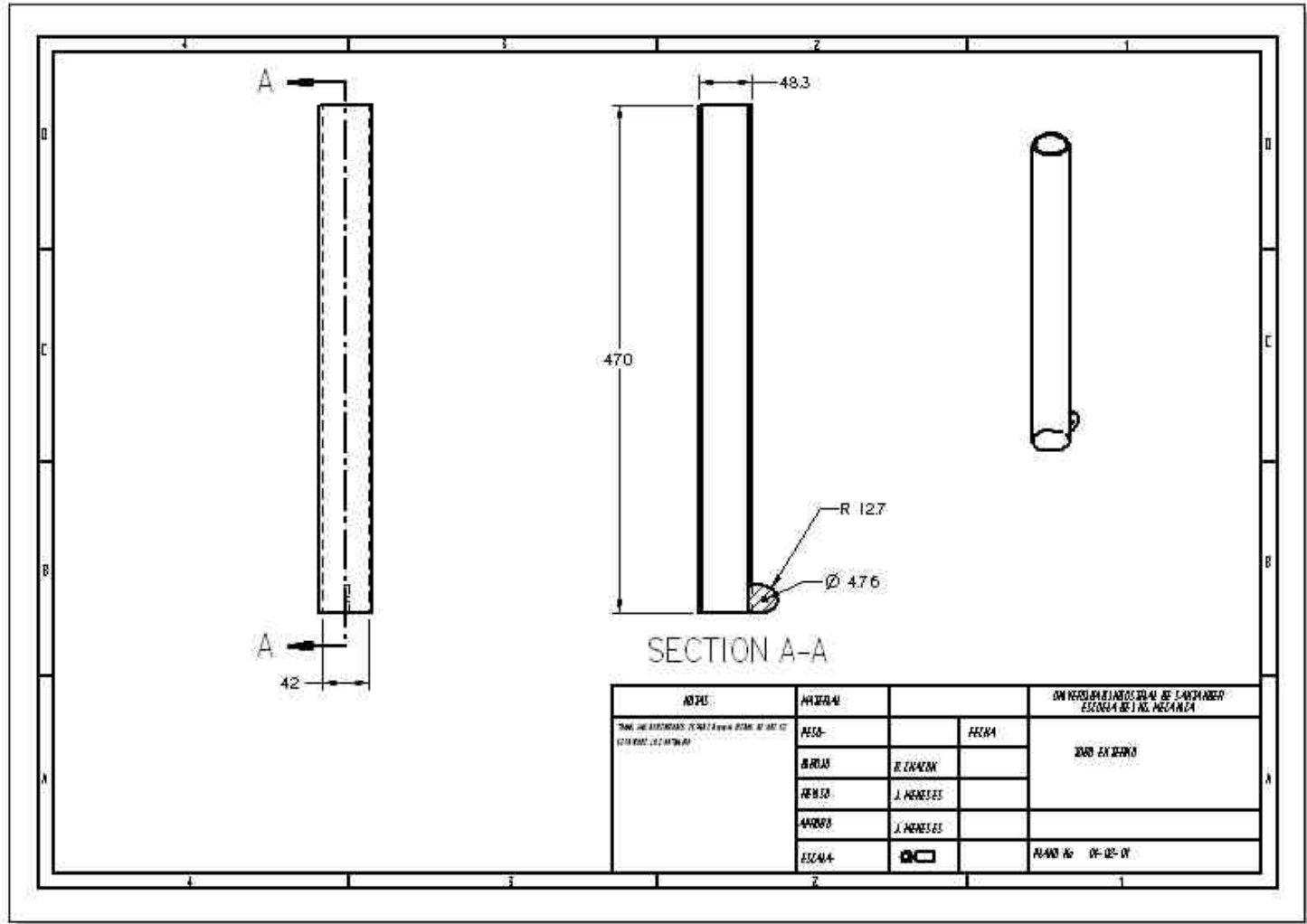






SECTION A-A

NOTA:	PROFESOR:	FECHA:	ON RESPONDE POR SU PARTE DE LA TAREA	
TAREA DE DISEÑO DE UN RESORTE DE COIL (DISEÑO DE UN RESORTE)	ALUMNO:		ESCUELA DE INGENIERIA MECANICA	
	GRUPO:	EL ENFOQUE		RESORTE DE COMPRESION
	FECHA:	J. MENESES		
	ASIGNATURA:	J. MENESES		
	ESCUELA:			PLANO No. 01-02-01

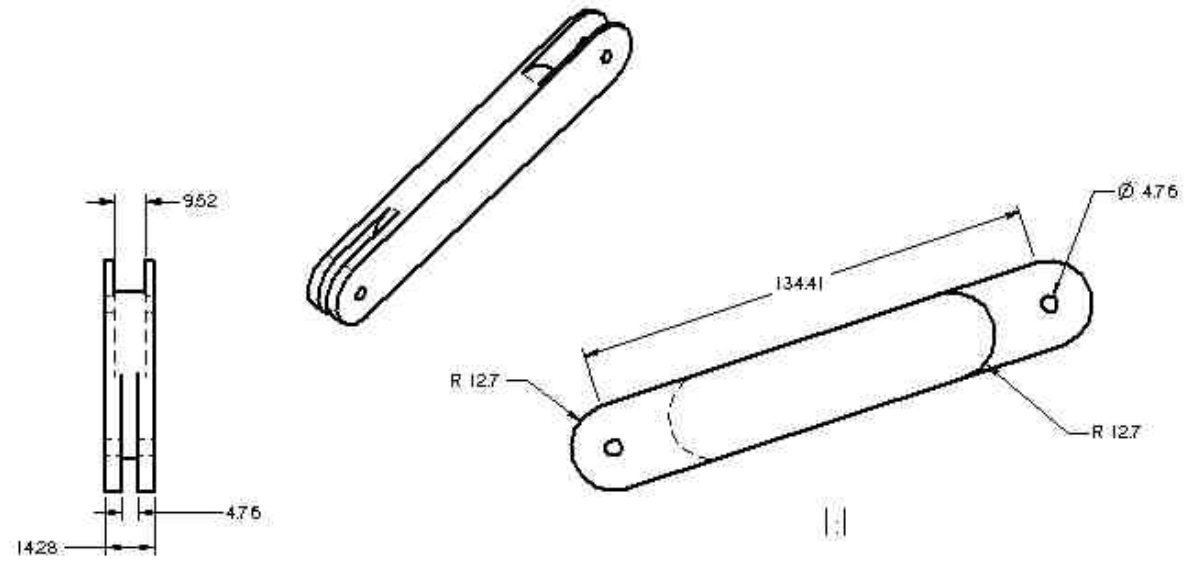


AUTOS		AUTOR		ON RESERVA DE DERECHOS DE AUTOR	
<small>TITULO DEL DISEÑO: ...</small> <small>ESCALA: ...</small>	PROY.		FECHA	<small>UNIVERSIDAD NACIONAL DE SAN CARLOS</small> <small>ESCUELA DE INGENIERIA MECANICA</small> <small>2000 EN DIBUJO</small>	
	DISE.	R. CACON			
	REVIS.	J. MENeses			
	APROB.	J. MENeses			
ESCALA	1:1			<small>PLANO No. 01-02-01</small>	





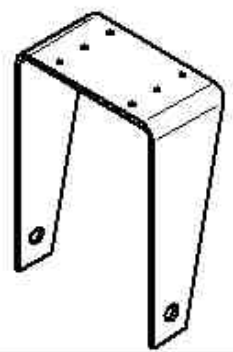
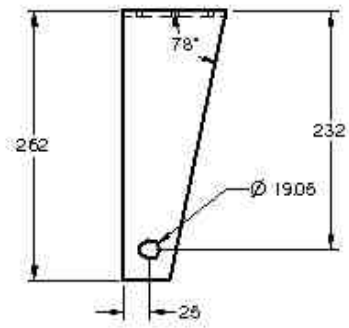
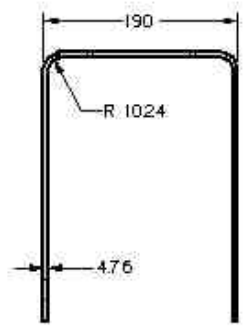
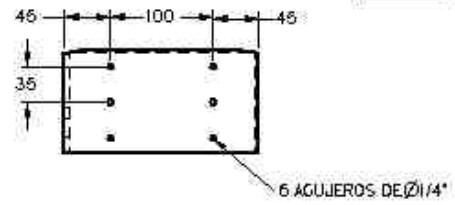
REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO



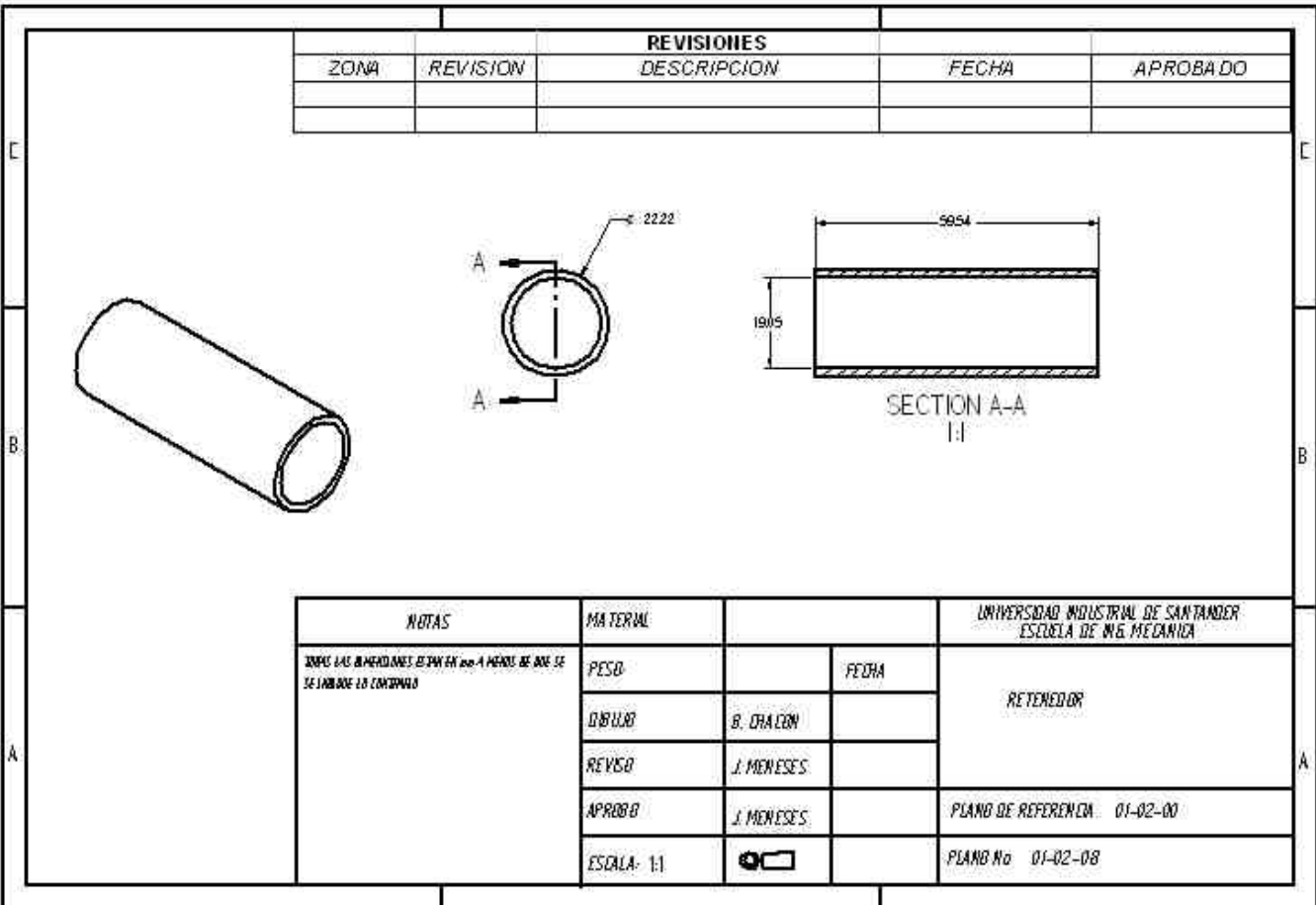
NOTAS:		FECHA		ON RESERVA DE DERECHOS DE LA UNIVERSIDAD ESCUELA DE INGENIERIA MECANICA
				PART. DE SEÑALAMIENTO
				PLANO DE REFERENCIA 01-02-00
				PLANO No 01-02-05



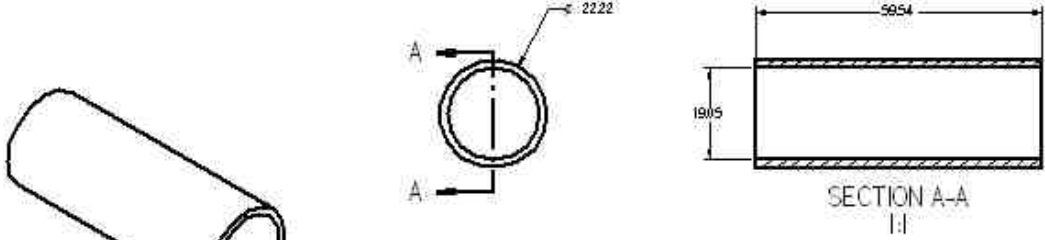
REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO



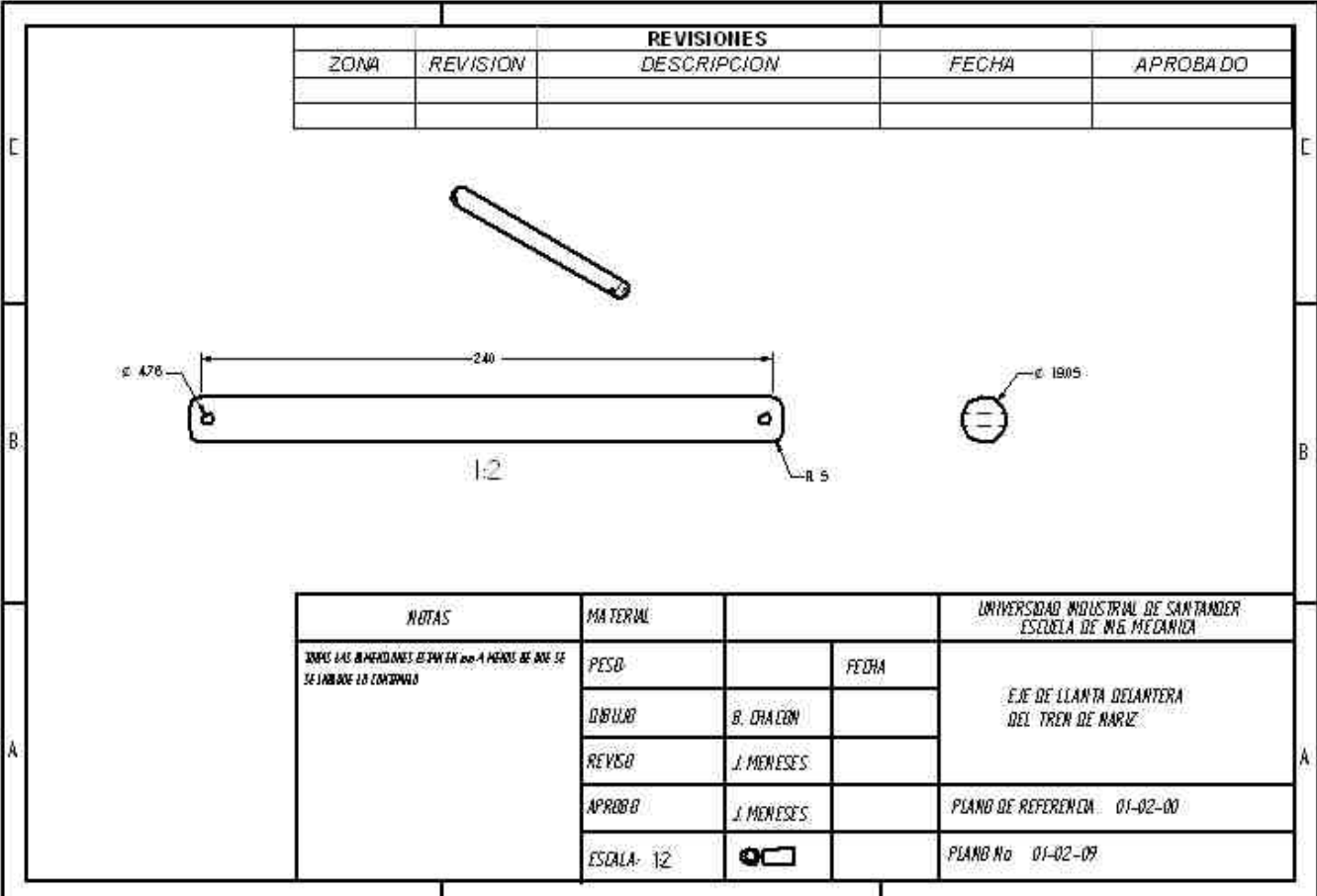
NOTA:	REVISOR:	FECHA:	ON RESPONDE POR EL DISEÑO DE LA FABRICA ESCUELA DE INGENIERIA
TAMBIEN SE ENTREGARÁ UN EJEMPLO DE ESTE DISEÑO A LA ESCUELA DE INGENIERIA.	FECHA:	FECHA:	DISEÑO DE LA FABRICA DE INGENIERIA
REVISOR:	FECHA:	FECHA:	
REVISOR:	FECHA:	FECHA:	PLANO DE REFERENCIA 01-02-07
ESCALA: 1:1	FECHA:	FECHA:	PLANO No 01-02-07



REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO

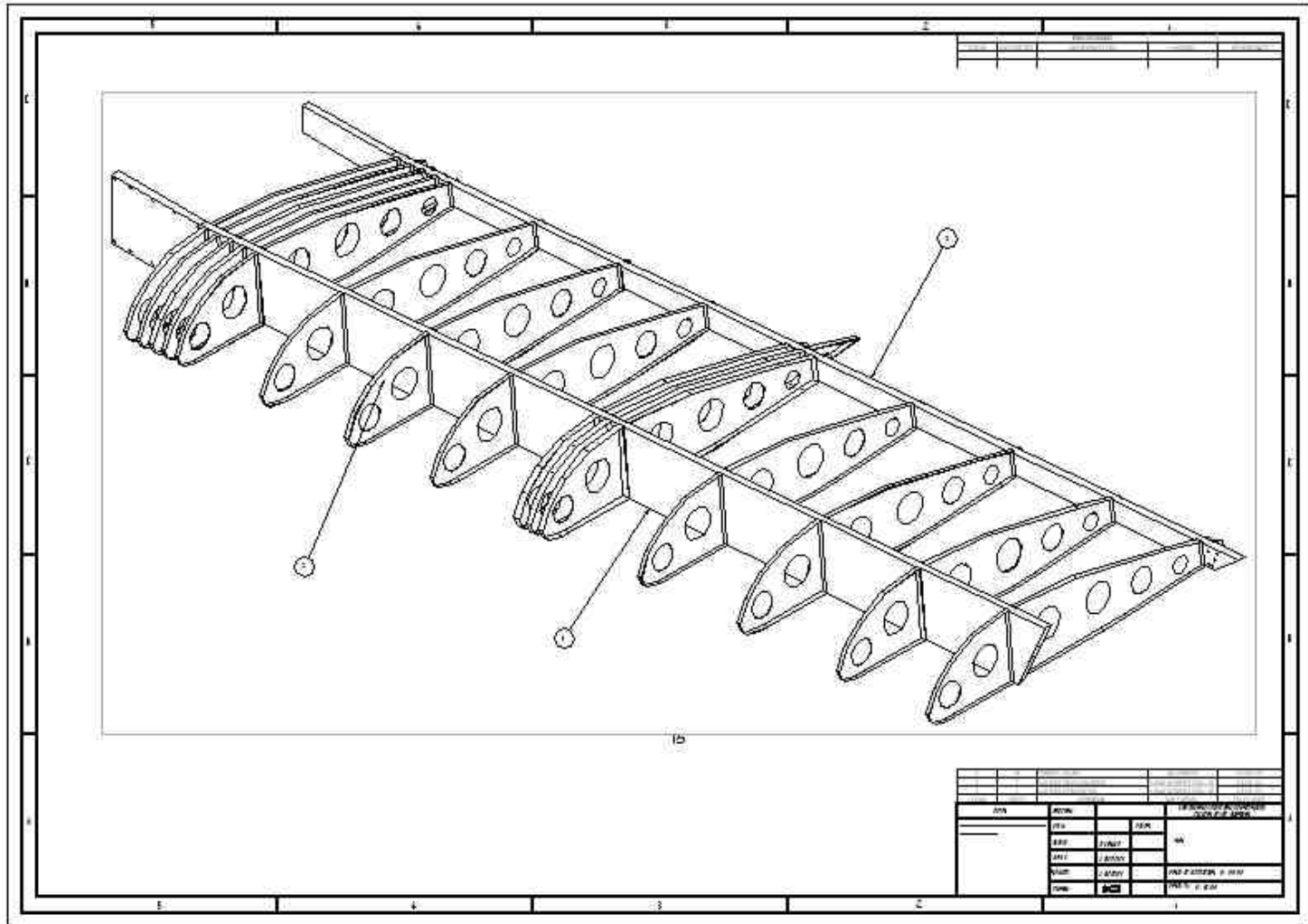


NOTAS	MATERIAL		UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER ESCUELA DE ING. MECANICA	
	DESPUES LAS DIMENSIONES ESTAN EN MILIMETROS DE NO SE SE JAMAS DE LO CONTRARIO	PESO		FECHA
DIAMETRO		50.54		
REYES		1.1		
APROB		1.1		PLANO DE REFERENCIA 01-02-00
ESCALA: 1:1				PLANO No 01-02-08

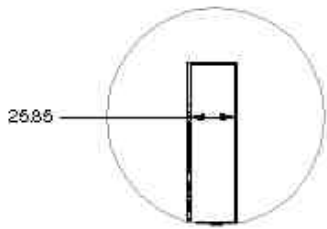
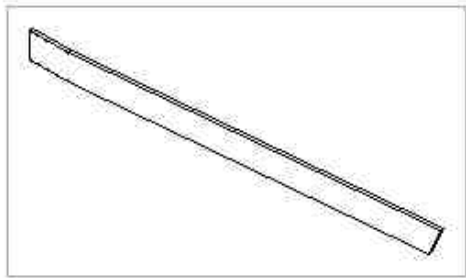
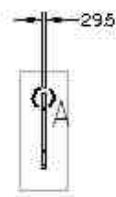
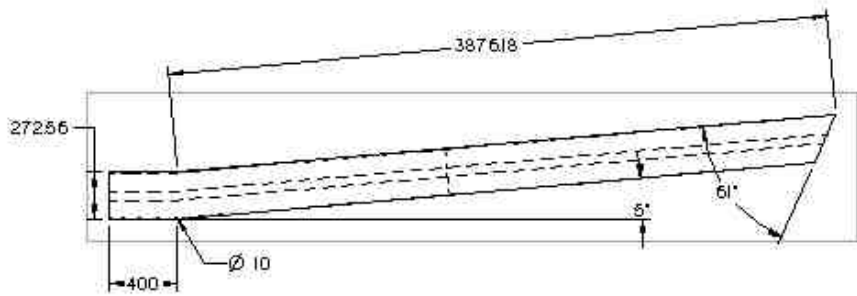


REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO

<b>NOTAS</b> DESPUES LAS DIMENSIONES DE TAMAÑO A MENOS DE 10 SE SE LE ANADE LA CONCIPIA	MATERIAL		UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER ESUELA DE ING. MECANICA	
	PESQ		FECHA	EJE DE LLANTA DELANTERA DEL TREN DE NAZIZ
	DRUBB	B. ORACION		
	REVISQ	1. MESESES		
	APROBQ	1. MESESES		PLANO DE REFERENCIA 01-02-00
ESCALA: 1:2			PLANO No 01-02-09	



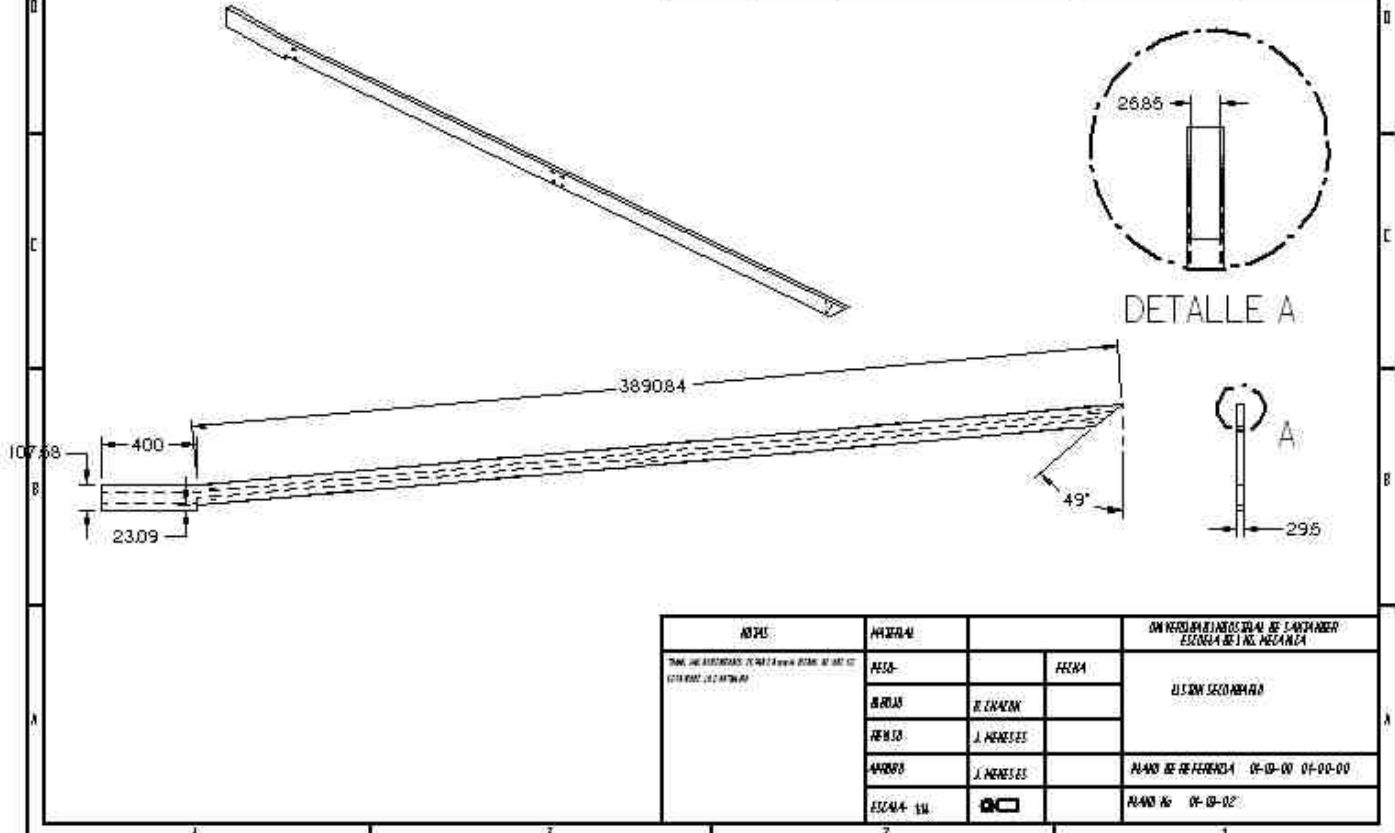
REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO



DETAIL A

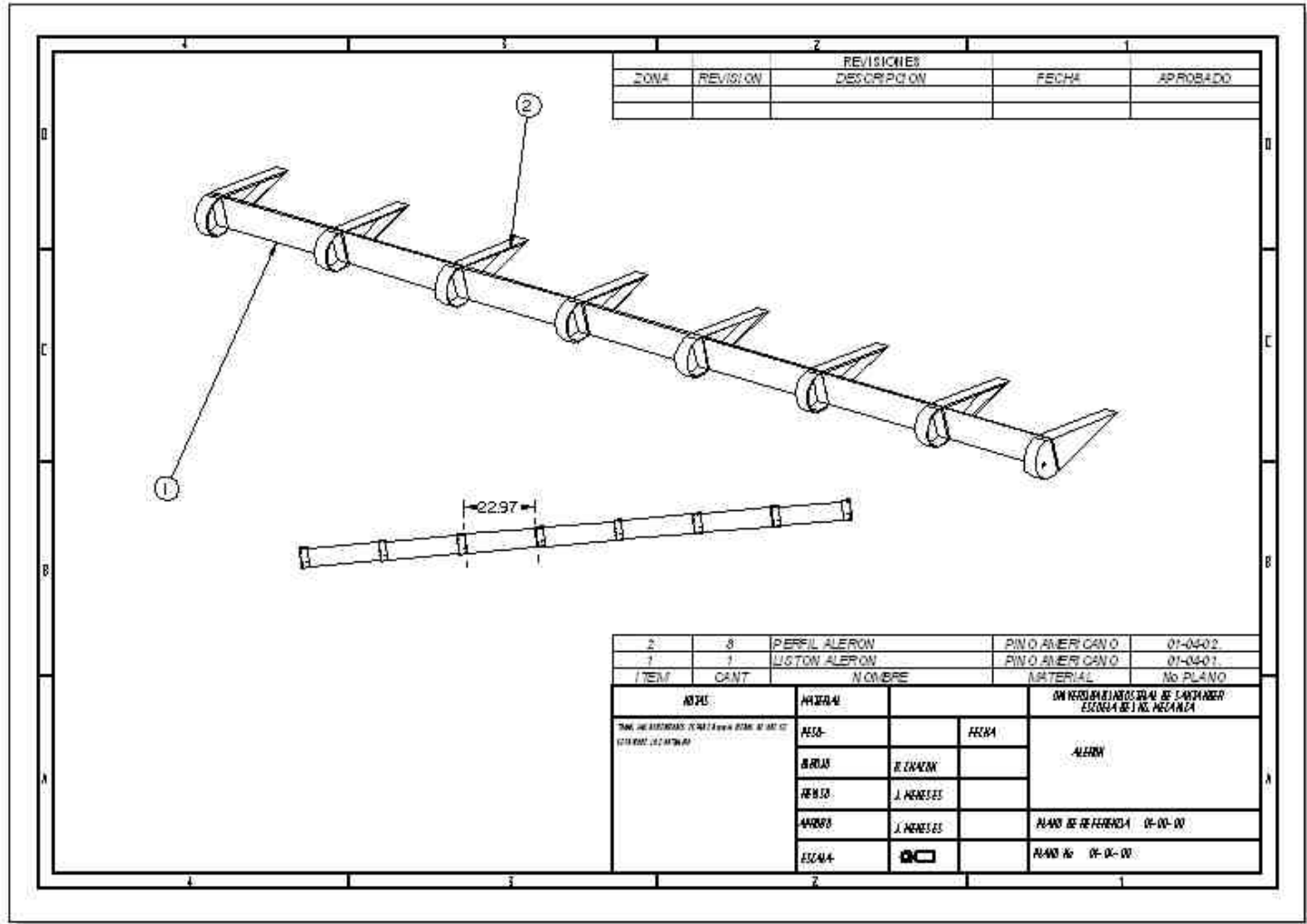
AUTOS		AUTOR		ON REVISIONES DE LA ESCUELA DE INGENIERIA MECANICA	
<small>TRABAJOS DE INGENIERIA MECANICA</small> <small>ESCUELA DE INGENIERIA MECANICA</small>	FECHA:		FECHA:	ZONA EN JEQUE	
	REVISOR:	E. CACABON			
	REVISOR:	J. MENDEZ			
	REVISOR:	J. MENDEZ		PLANO DE REFERENCIA	01-09-00
ESCALA: 1:20				PLANO No.	01-09-01

ZONA		REVISIONES		FECHA	APROBADO
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO	



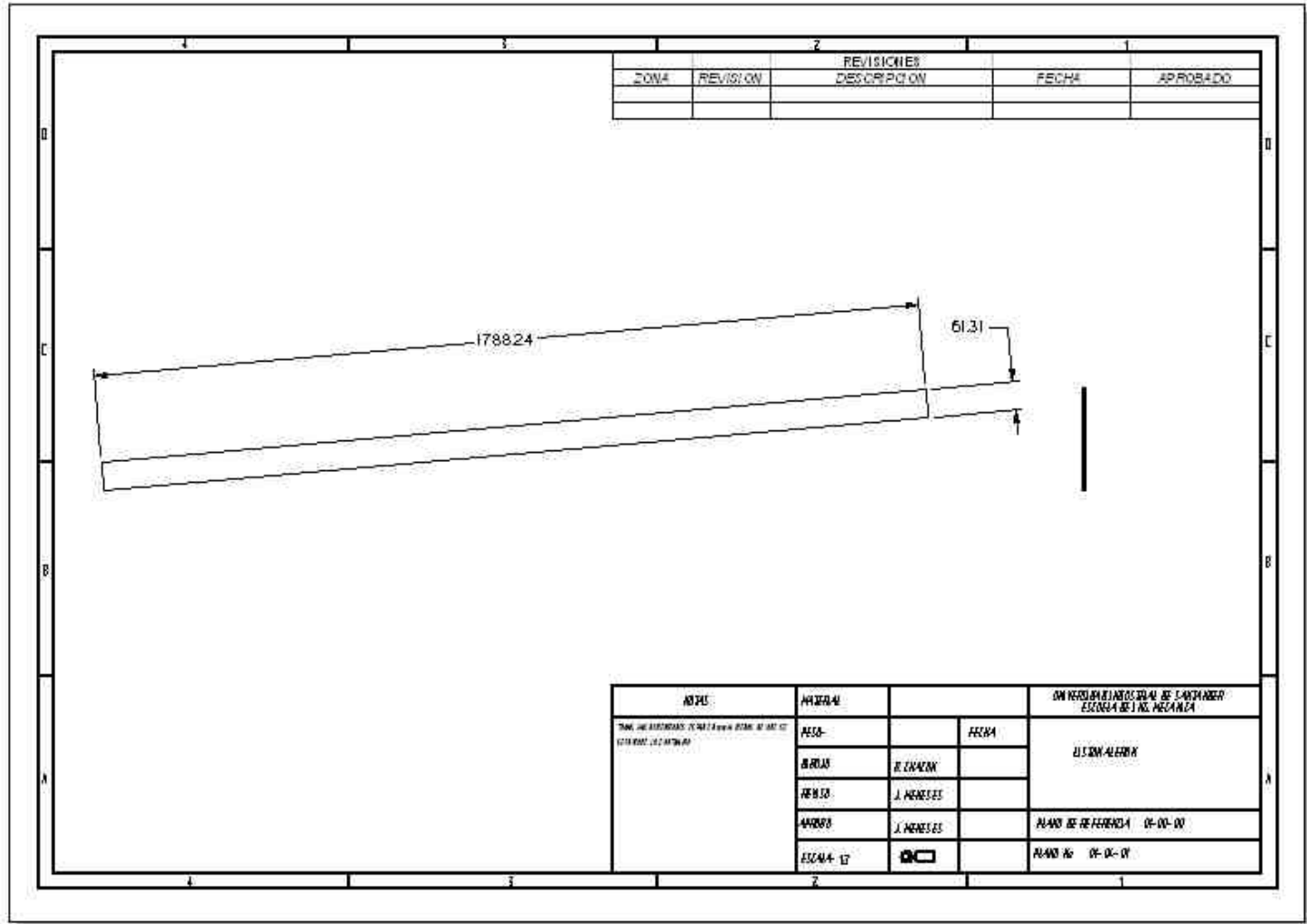
NOTA:	PROFESOR	FECHA	ON RESERVA DE DERECHOS DE LA ESCUELA DE INGENIERIA
TITULO: TEMA: OBJETIVO: ESCALA: 1:1	ALUMNO:		
	FECHA:		
	PROFESOR:	J. MENDEZ	
	ALUMNO:	J. MENDEZ	
	ESCALA: 1:1		PLANO DE REFERENCIA 01-01-00 01-00-00
			PLANO No 01-01-02





REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO

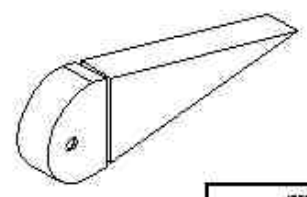
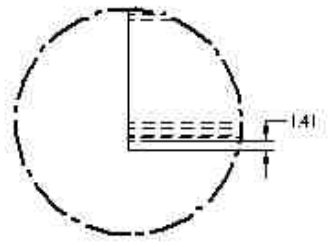
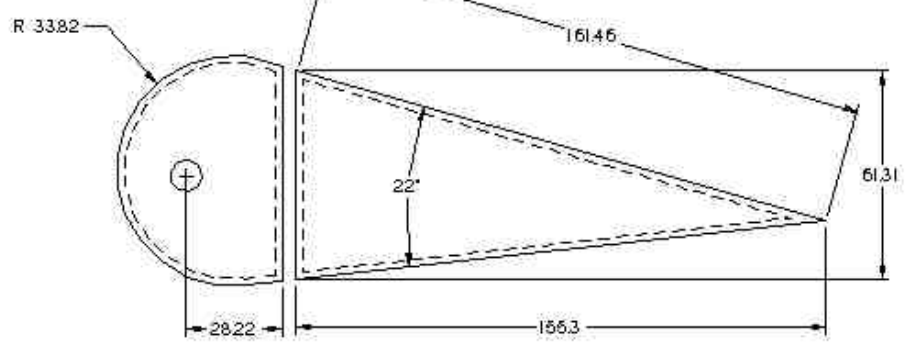
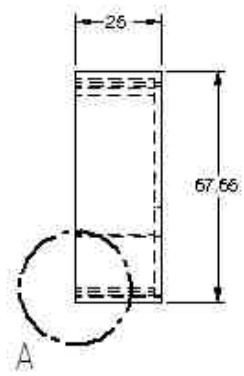
ITEM	CANT	NOMBRE	MATERIAL	NO PLANO
2	8	PERFIL ALERON	PINO AMERICANO	01-04-02
1	1	LISTON ALERON	PINO AMERICANO	01-04-01
NOTA:		ON REVISIONES DE CARBONO ESCALA DE 1:100		ALERON
TAM. DE BARRIDOS: 1/4" (10mm) PARA 1/4" DE ALT. DE CORTADO. 1/8" (3mm) PARA 1/8" DE ALT. DE CORTADO.		FECHA	PLANO DE REFERENCIA 01-01-00	
		ESCALA	PLANO No 01-01-00	



REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO

NOTAS: TAMAÑO DE BARRAS: 12mm (1/2" para BARRAS DE ACERO) 12mm (1/2" para BARRAS)	ANEXO:	FECHA:		DIVISION DE INGENIERIA DE CARBONERO ESCUELA DE INGENIERIA
	BARRAS:	B. CARBON		
	ANEXO:	J. MENESES		
	ANEXO:	J. MENESES		PLANO DE REFERENCIA 01-01-01
	ESCALA: 1:1	<input checked="" type="checkbox"/>		PLANO No. 01-01-01

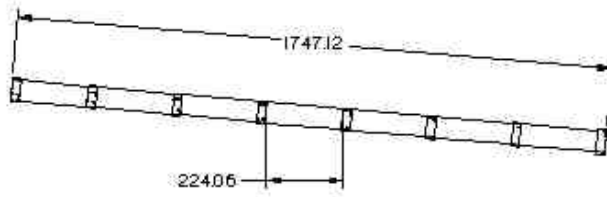
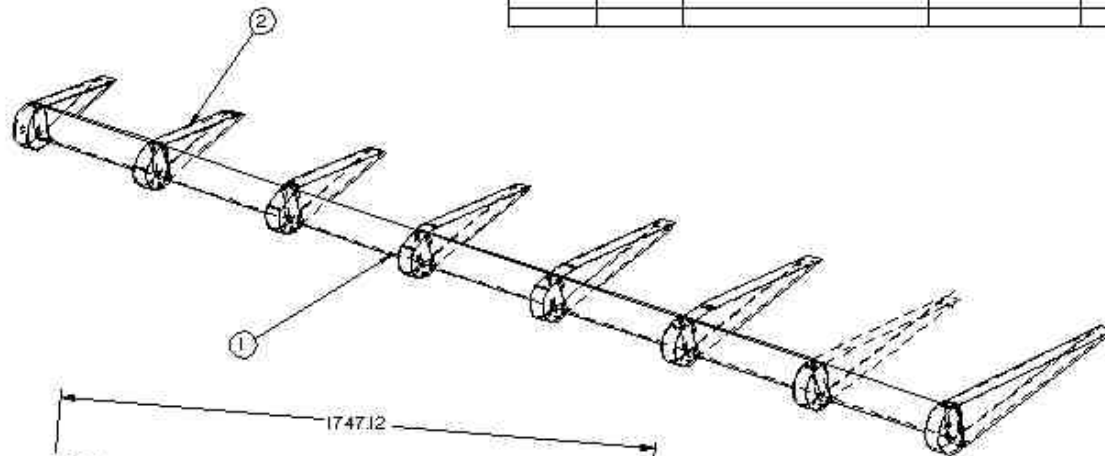
REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO



NOTAS	AUTORIA		FECHA		ON RESPONDE POR EL DISEÑO DE LA FABRICACION ESCUELA DE INGENIERIA MECANICA
	PROF.	ESTUDIANTE			
TAMAÑO DE ESTADIOS: 20x11 (cm) (1/4" x 1/2") 100% (1:1)	PROF.	ESTUDIANTE			ALBERTO ALBERTO
	PROF.	J. MENDEZ			
	PROF.	J. MENDEZ			PLANO DE REFERENCIA 01-01-00 01-02-00
	ESCALA: 1:1				PLANO No 01-01-02

DETALLE A

ZONA		REVISIONES		
REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO	

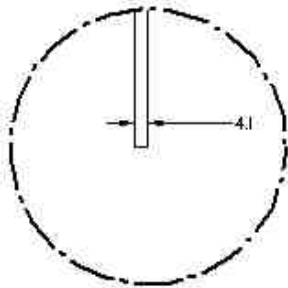
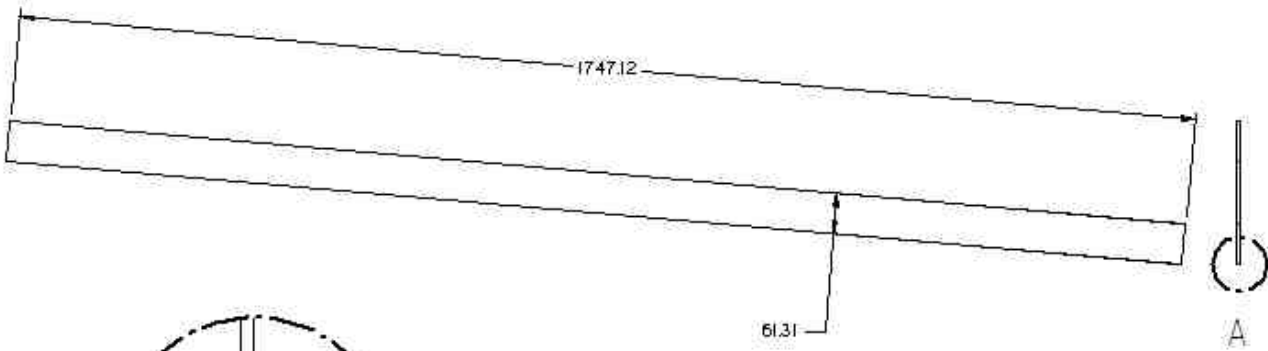


ITEM	CANT	NOMBRE	MATERIAL	NO PLANO
2	8	PERFILES FLAPS	PINO AMERICANO	01-05-02
1	1	LISTON FLAPS	PINO AMERICANO	01-05-01

NOTAS	ANEXOS	FECHA	ON REVISIONES DE CANTIDAD ESCALA DE 1:1 NO NECESITA
<small>TODAS LAS MEDIDAS SE TOMAN EN MILIMETROS A MENOS QUE SE INDIQUE LO CONTRARIO</small>	AREA		FLAPS
	PERFIL	8.2X40X1	
	ANCHO	1.196X1.196	
	ANCHO	1.196X1.196	
	ESCALA	1:1	
			PLANO DE REFERENCIA 01-01-01
			PLANO No 01-05-01

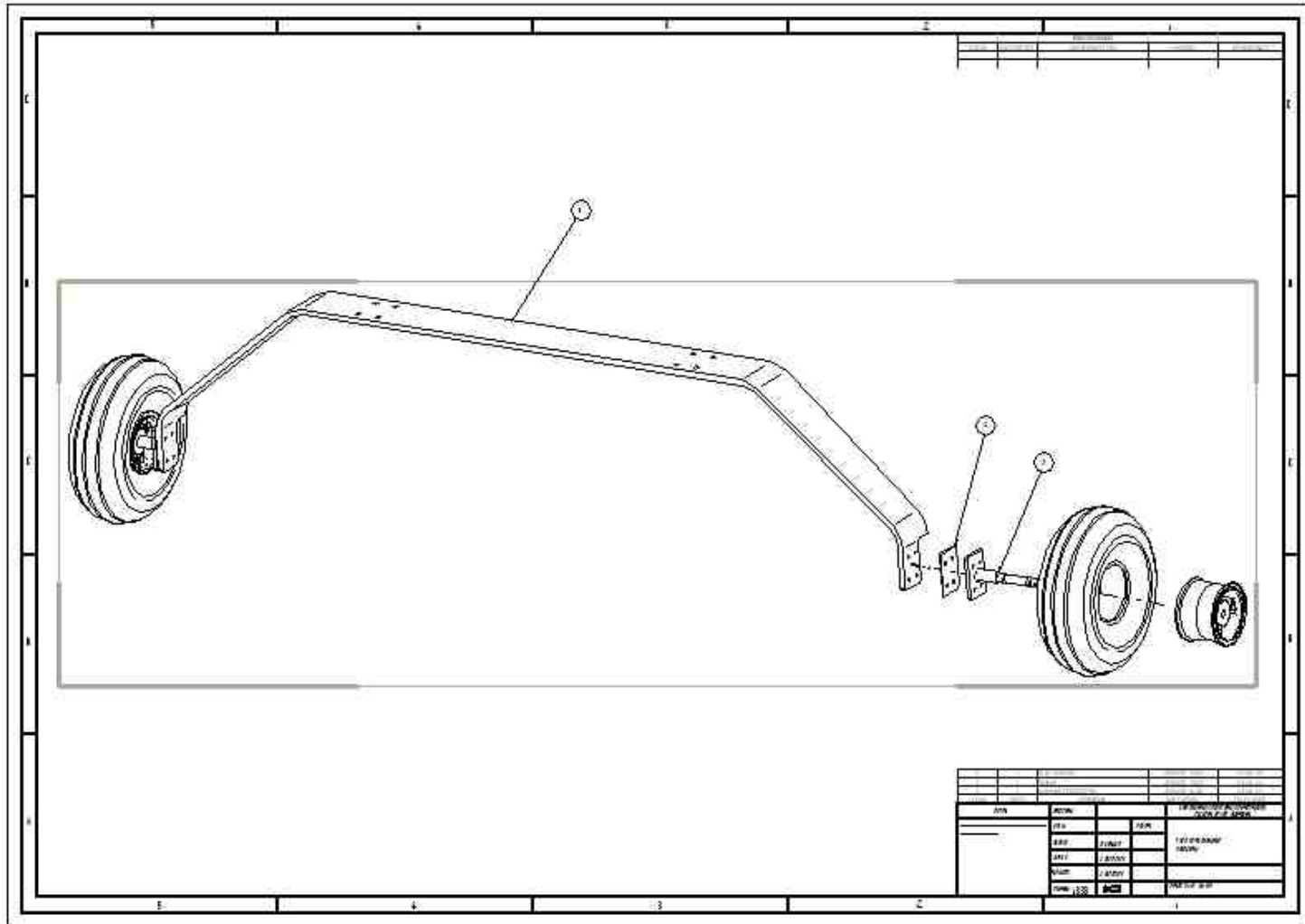
ZONA		REVISIONES		
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO



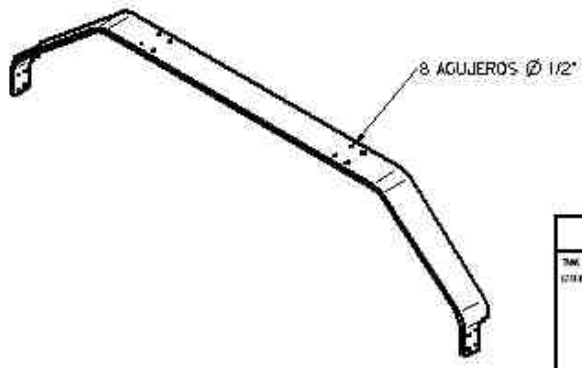
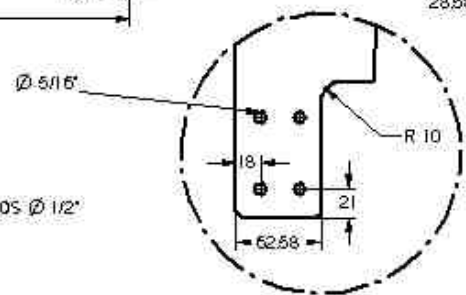
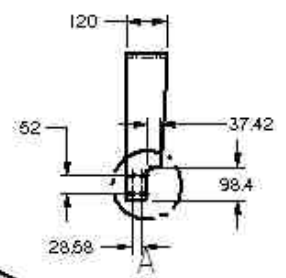
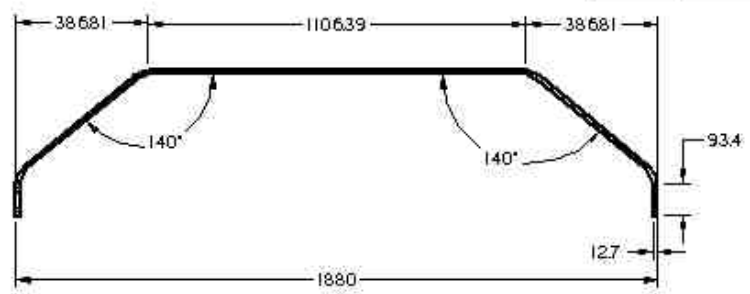
DETALLE A

NOMBRE		FECHA		UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER ESCUELA DE ING. MECANICA		
<small>UNA VEZ REVISADO, NO SE PUEDE REVISAR DE NUEVO SIN APROBACION</small>	FECHA:		FECHA	ESTUDIANTE:		
	APELL:	E. TAVAZON				
	RENTO:	J. MENDEZ				
	APROB:	J. MENDEZ		PLANO DE REFERENCIA:	01-00-00	01-05-00
	ESCALA:	1:1			PLANO No:	01-05-01





REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO

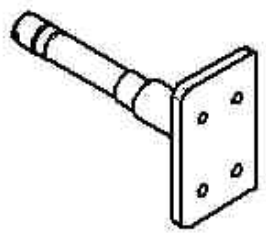
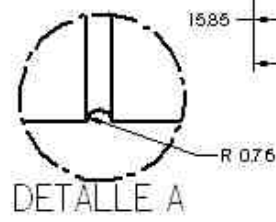
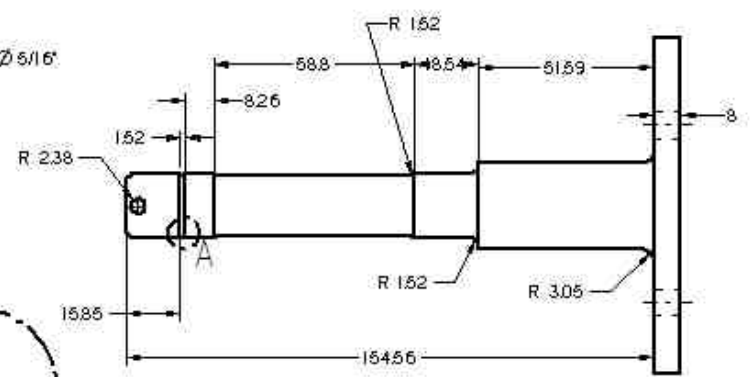
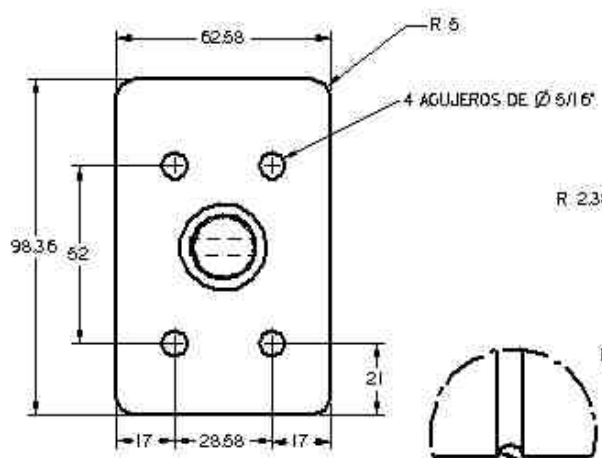


DETALLE A

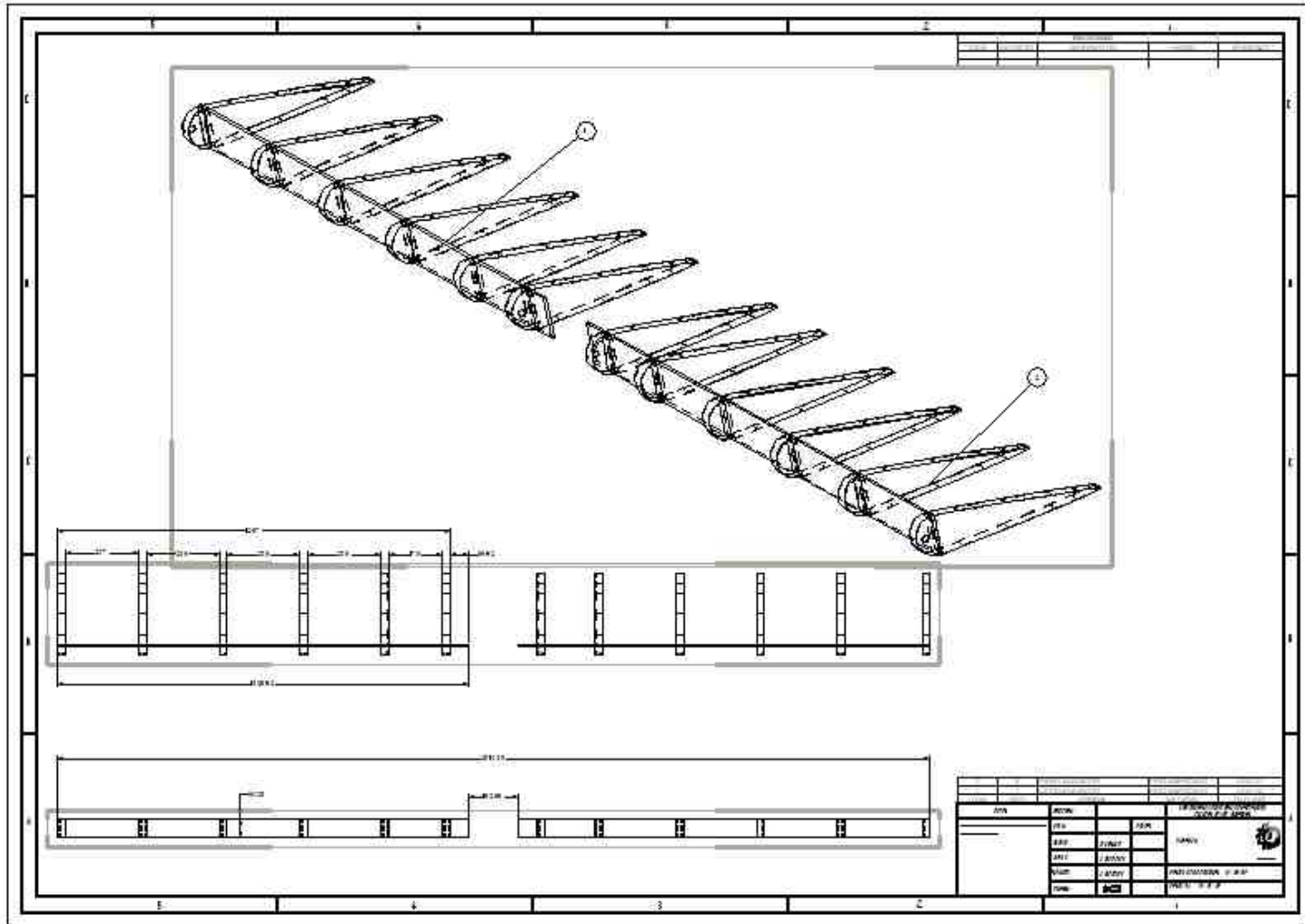
NOTAS	AUTORIA		FECHA		ON RESPONDE POR EL DISEÑO DE LA FABRICA ESCUELA DE INGENIERIA
	DESIGNADOR	ELABORADOR	FECHA	FECHA	
TODAS LAS DIMENSIONES SE DAN EN MILIMETROS A MENOS QUE SE INDIQUE LO CONTRARIO	DESIGNADOR	ELABORADOR	FECHA	FECHA	PARTIENDO DE
	REVISOR	J. MENDEZ			
	APROBADO	J. MENDEZ			PLANO DE REFERENCIA 01-02-03
	ESCALA: 1:1				PLANO No 01-02-03



REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO

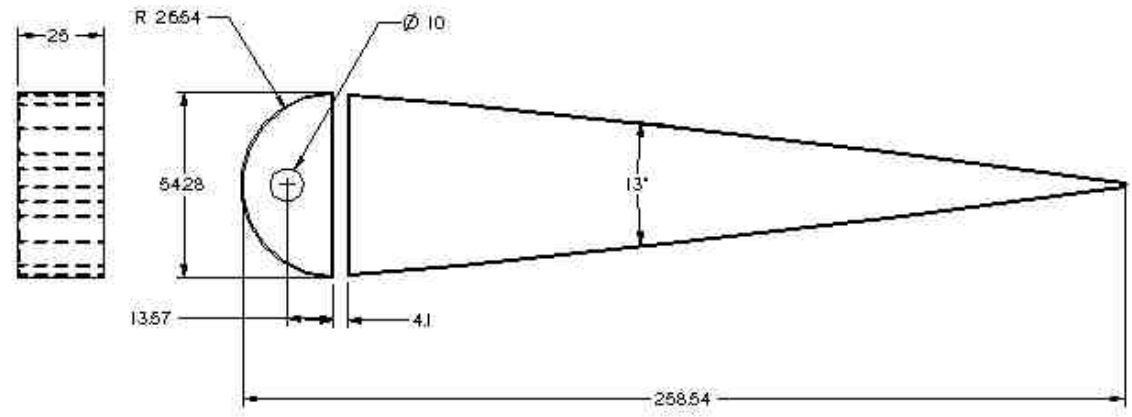


NOTAS	PROYECTO	FECHA	ON RESPONDE POR EL DISEÑO DE LA UNIDAD ESCUELA DE INGENIERIA
TAMAÑO DE LETRAS: 12 TAMAÑO DE LINEAS: 1.5 TAMAÑO DE LINEAS DE CORTADO: 0.5 TAMAÑO DE LINEAS DE CORTADO: 0.5	AREA: AREA: AREA: AREA: ESCALA: 1:1	FECHA: FECHA: FECHA: FECHA: FECHA:	POR DE ARriba DEL AREA AREA: AREA DE REFERENCIA: 01-02-03 AREA No: 01-02-03



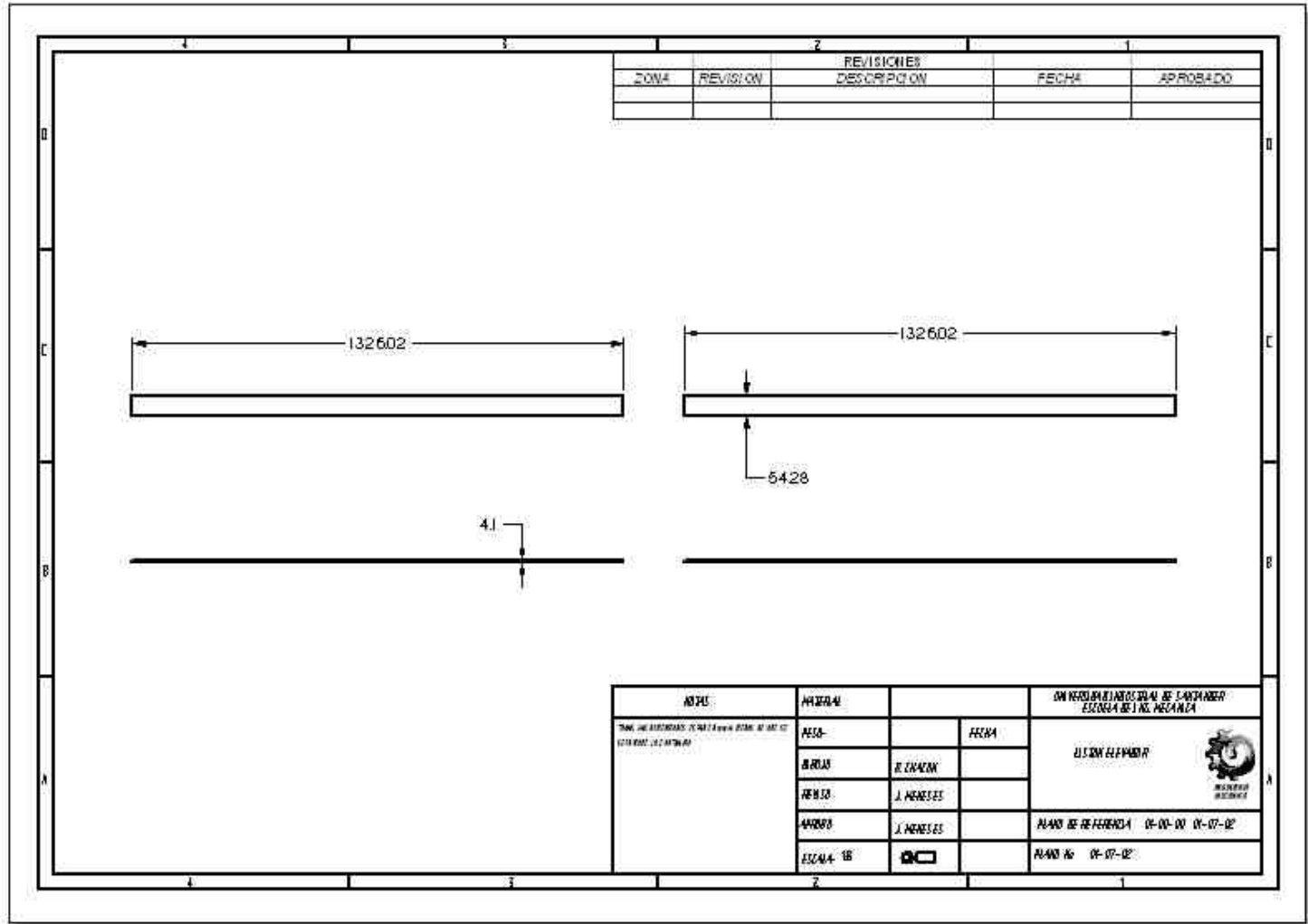
PROJEKTOWANIE			
DZIAŁ			
DATA	AKTUALIZACJA	RYSUJE	PROJEKTOWANIE
DATA	RYSUJE	PROJEKTOWANIE	PROJEKTOWANIE
DATA	RYSUJE	PROJEKTOWANIE	PROJEKTOWANIE
DATA	RYSUJE	PROJEKTOWANIE	PROJEKTOWANIE
DATA	RYSUJE	PROJEKTOWANIE	PROJEKTOWANIE

ZONA		REVISIONES		
REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO	



NOTA:	ANEXO:	FECHA:	FECHA:
<small>TODAS LAS DIMENSIONES SE DAN EN MILÍMETROS A MENOS QUE SE INDIQUE LO CONTRARIO.</small>	AREA:		
	AREA:	ELABORACION	
	AREA:	J. MENeses	
	AREA:	J. MENeses	
ESCALA:	<input checked="" type="checkbox"/>		

ON INSTITUTO TECNOLÓGICO DE CANTONERO  
 ESCUELA DE INGENIERIA MECANICA  
 ALUMNO: ELIABEN  
INSTITUTO TECNOLÓGICO DE CANTONERO  
 PLANO DE REFERENCIA 01-01-00 01-07-00  
 PLANO No 01-07-01

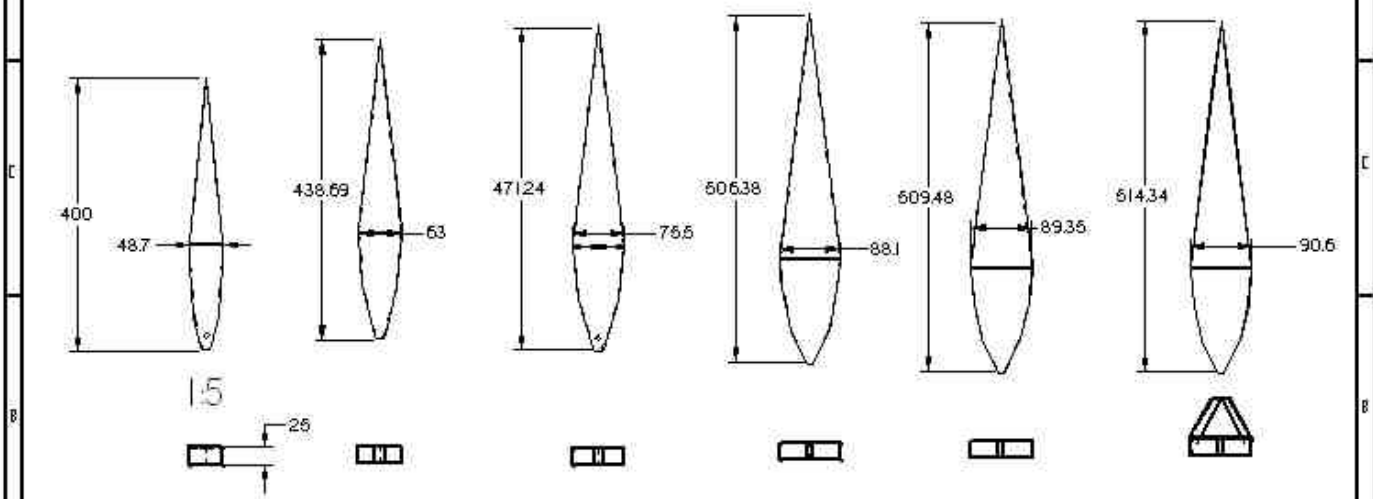




REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO

NOTAS: TAMAÑO DE LETRA: 10 (MÍNIMO) 12 (MÁXIMO) 13 (RECOMENDADO)	ANEXO I	FECHA	ON INSTITUTO TECNOLÓGICO DE CANTONERO ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA ELIOW HERRERA 
	ANEXO II	FECHA	
	ANEXO III	FECHA	
	ANEXO IV	FECHA	
	ANEXO V	FECHA	
ESCALA: 1:1	<input checked="" type="checkbox"/>	PLANO DE REFERENCIA: 01-01-01 01-07-02	PLANO No: 01-07-02



REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO



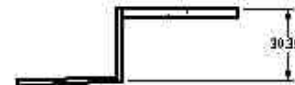
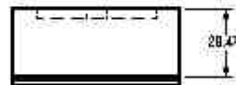
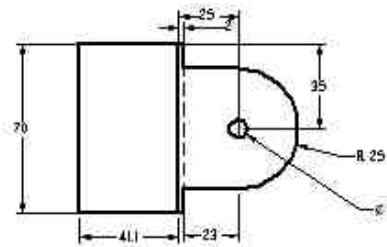
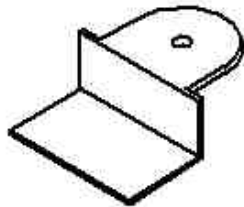
TITULO TITULO DEL DISEÑO TITULO DEL DISEÑO	AUTORIA FECHA	ON INSTITUTO TECNOLÓGICO DE CANTONERO ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA ANTONIO JIMÓN 	
	AUTOR FECHA		
	APROBADO FECHA		
	ESCALA: 1:5 		PLANO DE REFERENCIA: 01-01-01 01-02-01
	PLANO No: 01-02-01		





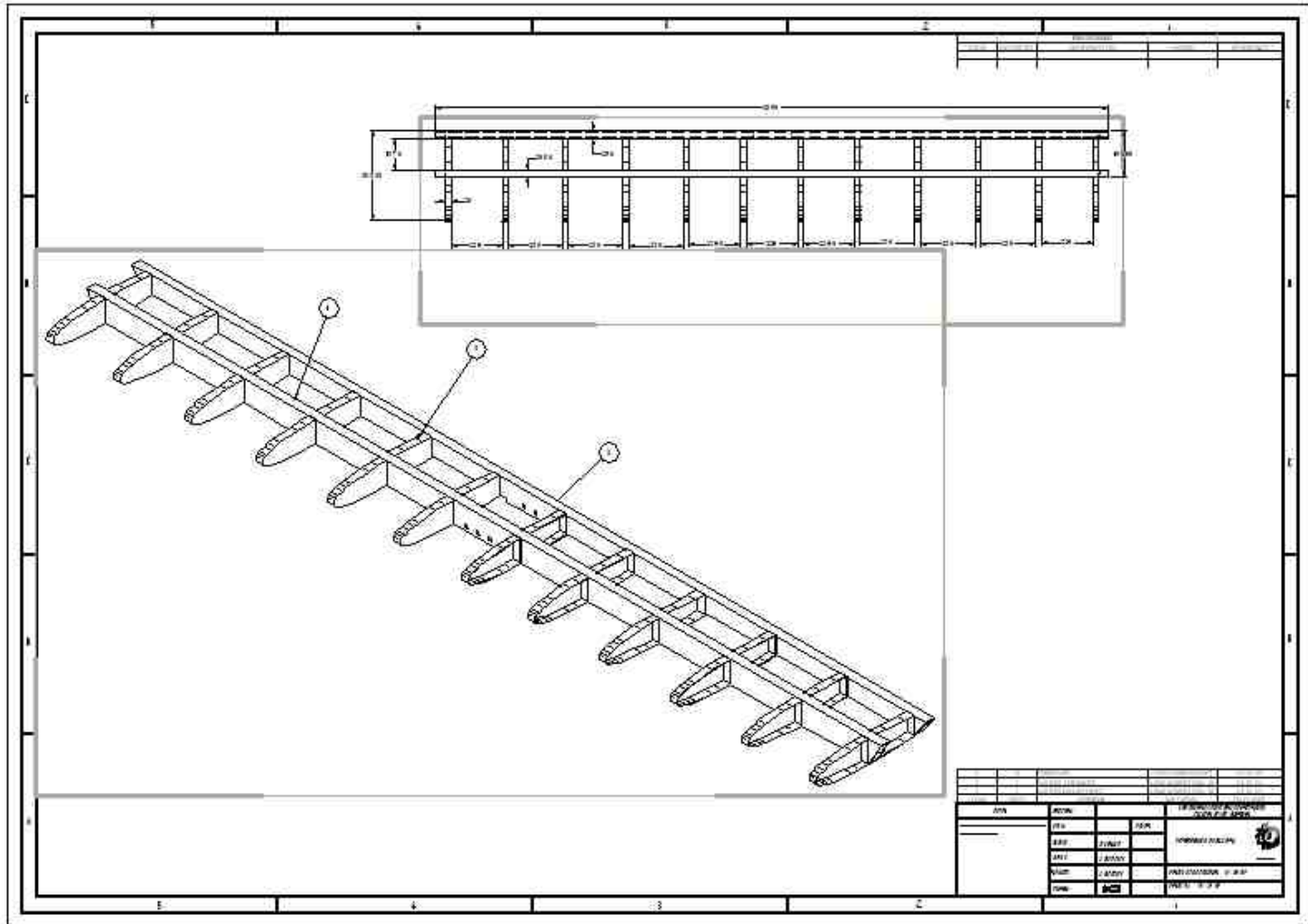




REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO



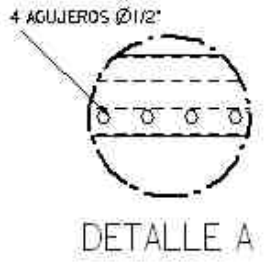
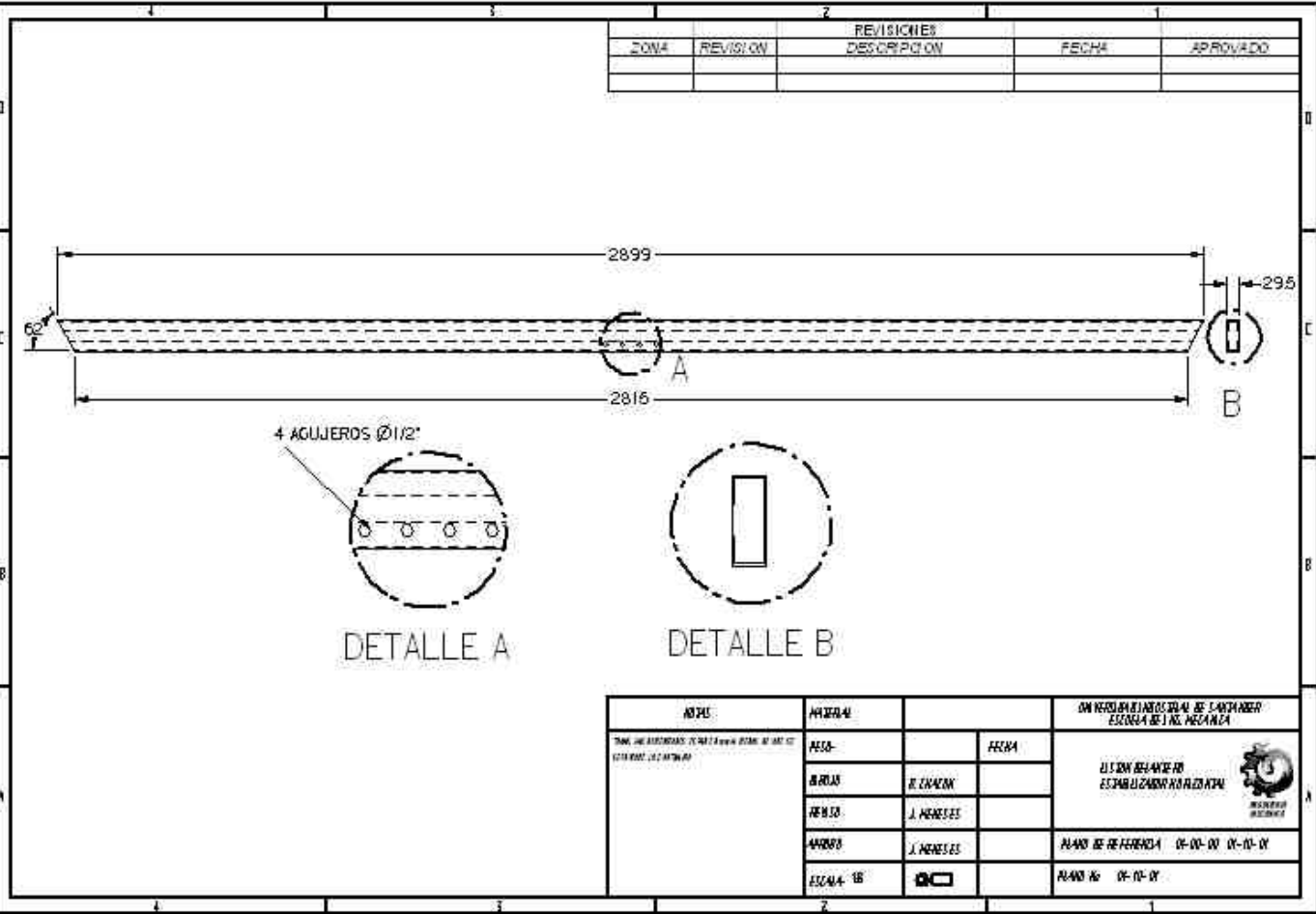
NOTAS	MATERIAL	FECHA	UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER ESUELA DE ING. MECANICA
DURAS LAS DIMENSIONES DE TIRAN EN A MENOS DE QUE SE SE JAMBARE LO CONVENIA	PESD		SOPORTE TIRAN  INGENIERIA MECANICA
	GRUBO	B. OJA CON	
	REVISD	1. MESES	
	APROB	1. MESES	PLANO DE REFERENCIA 01-09-00
	ESCALA: 1:2		



REV		DESCRIPTION		DATE	
01	01	01	01	01	01
02	02	02	02	02	02
03	03	03	03	03	03
04	04	04	04	04	04
05	05	05	05	05	05
06	06	06	06	06	06
07	07	07	07	07	07
08	08	08	08	08	08
09	09	09	09	09	09
10	10	10	10	10	10

INSTITUTIONAL  
 ENGINEERING  
 ARCHITECTURE  
 INTERIORS  
 PARTITIONING & R.F.  
 1981 - 2022

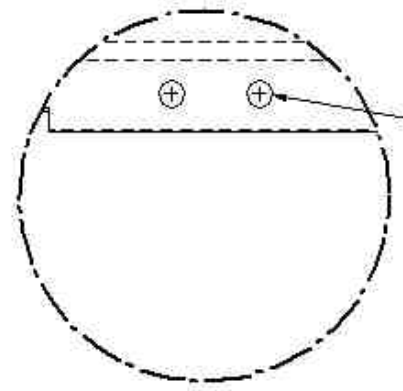
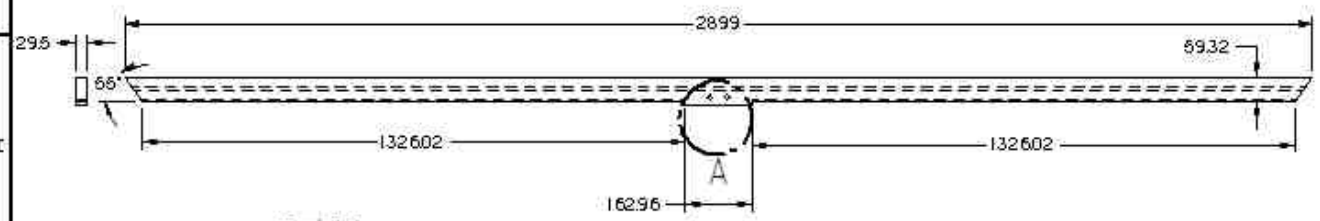
REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO



NOTAS: TAMAÑO DE LETRA: 10 (PARA LINEAS FINAS) 12 (PARA LINEAS DE BORDADO) 14 (PARA LINEAS DE DIMENSIONES)	PROFESOR	FECHA	DIVISION DE INGENIERIA DE CARPAJAS ESCUELA DE INGENIERIA MECANICA
	ALUMNO	FECHA	
	ASISTENTE	FECHA	PLAN DE REFERENCIA 01-01-01 01-01-01
	ESCAMA: 18	FECHA	

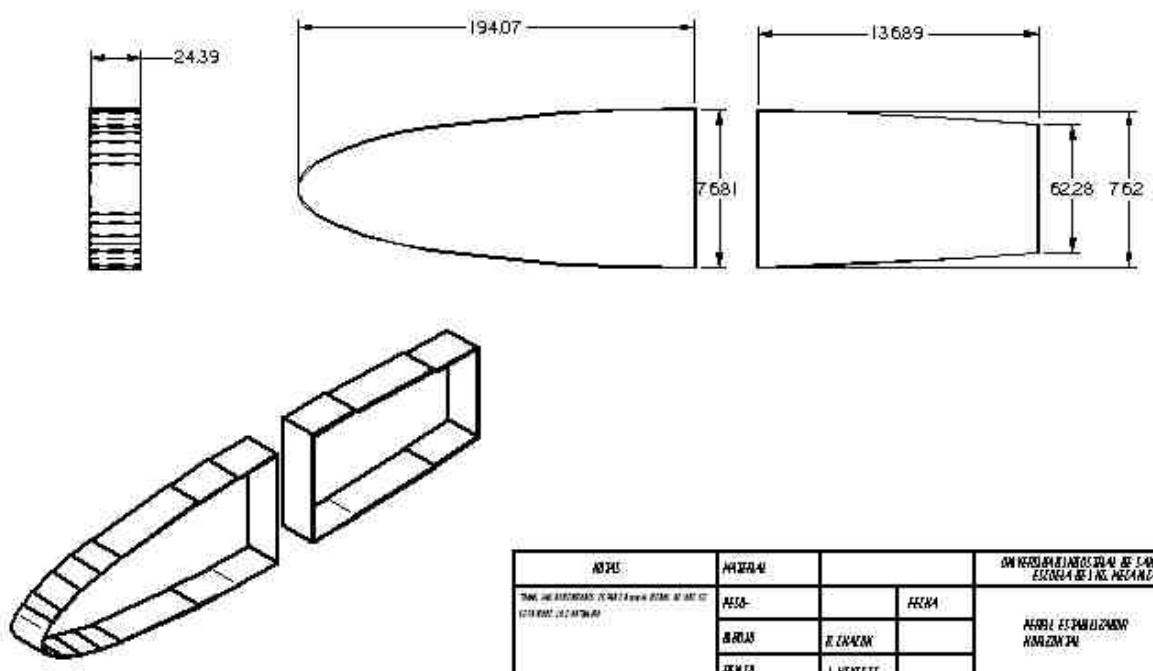


REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROVADO



TITULO: NOMBRE DEL DISEÑADOR: ESCALA: 1:1	PROYECTO:	FECHA:	ON REVISIONES DE LA ESCUELA DE INGENIERIA ESCUELA DE INGENIERIA MECANICA
	AREA:	FECHA:	
	PROYECTO:	J. MENDEZ	PLANO DE REFERENCIA 01-01-00 01-01-00
	AREA:	J. MENDEZ	
	ESCALA: 1:1		

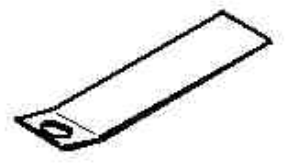
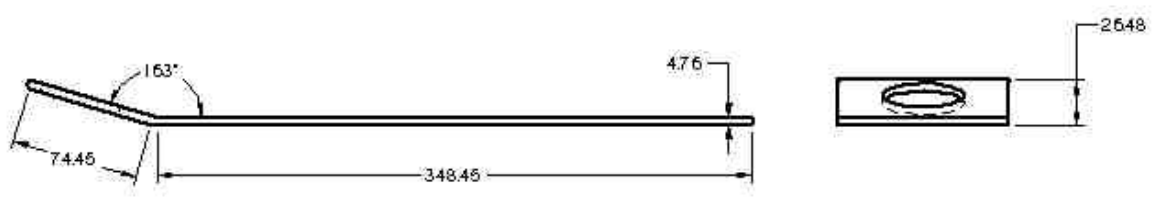
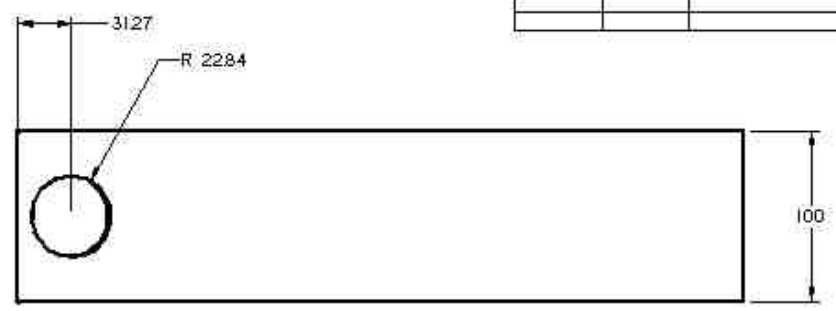
REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO



TITULO: TAMAÑO: 100x150x100 MATERIAL: ALUMINIO	PROYECTANTE:	FECHA:	INSTITUCIÓN EDUCATIVA TECNOLÓGICA DE TAMBAYESCO ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
	REVISOR:	FECHA:	
	ELABORADOR:	FECHA:	PLAN DE REFERENCIA: 01-01-01 01-01-01
	ESCALA: 1:1	<input checked="" type="checkbox"/>	PLAN No: 01-01-01
	INSTITUCIÓN EDUCATIVA TECNOLÓGICA DE TAMBAYESCO ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA		



REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO



NOTA:	REVISOR	FECHA	ON REVISOR
TAMAÑO DE LETRA: 10 TAMAÑO DE LINEA: 1.5 TAMAÑO DE FONTO: 10	ALBA		
	BORJA		
	HERNANDEZ		
	HERNANDEZ		
	ESCALA: 1:1		

ON REVISOR: ESCUELA DE INGENIERIA DE CARBONERO ESCUELA DE INGENIERIA DE CARBONERO

ANEXO TECNICO DE INGENIERIA DE CARBONERO

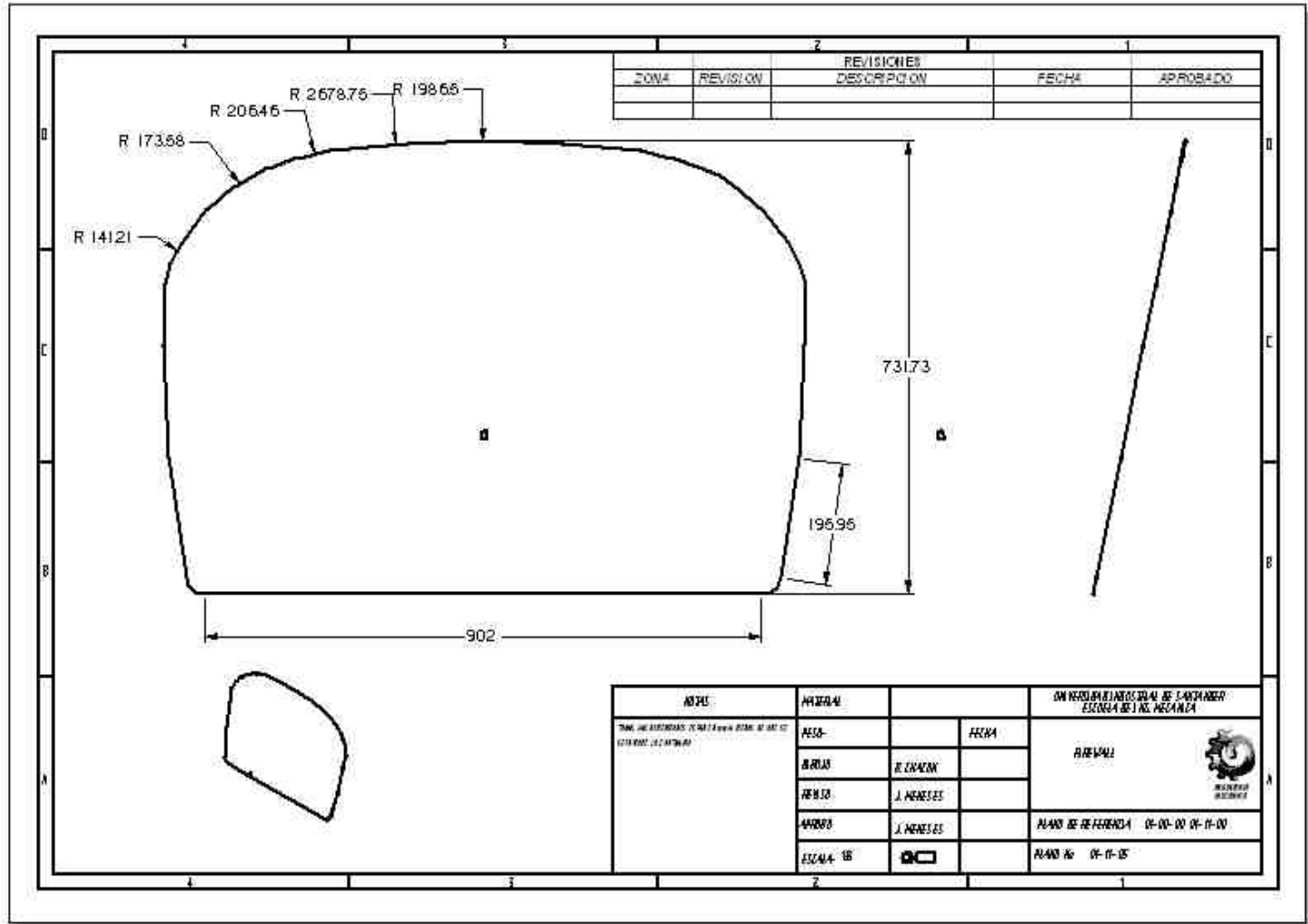


PLANO DE REFERENCIA 01-01-01 01-01-01

PLANO No. 01-01-02

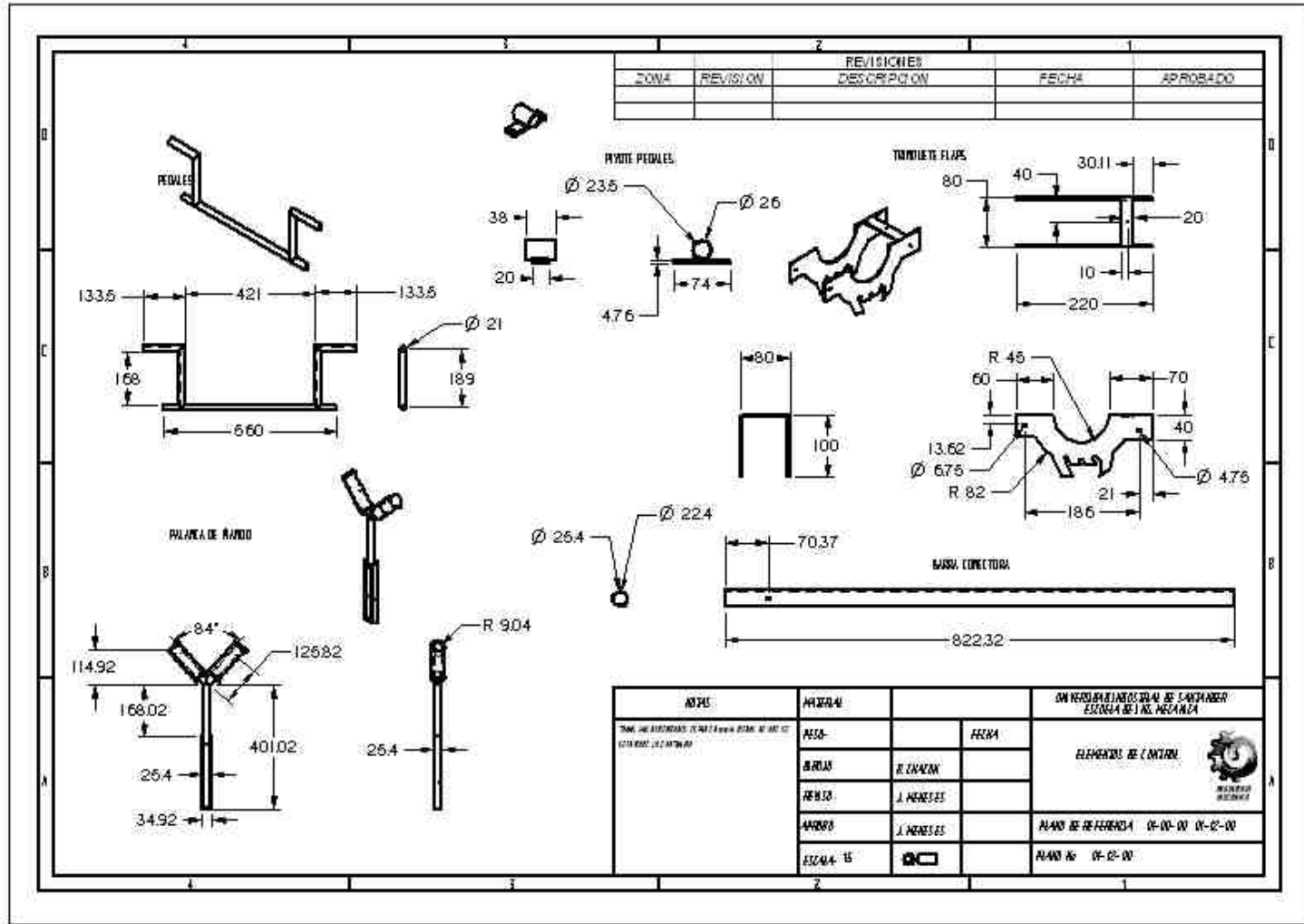






REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO

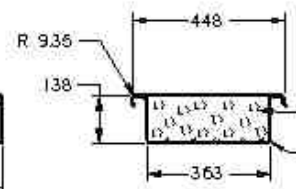
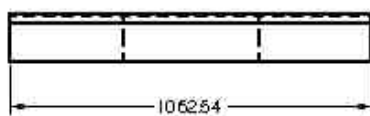
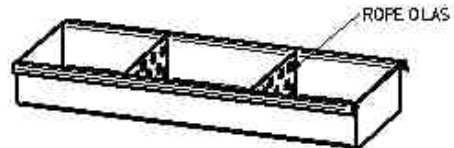
TITULO TALLER DE DISEÑO MECANICO ESCUELA DE INGENIERIA MECANICA	AREA: AREA: AREA: AREA: ESCALA: 1:5	FECHA: FECHA: FECHA: FECHA: <input checked="" type="checkbox"/>	ON REVISIONES DE TALLER ESCUELA DE INGENIERIA MECANICA AREA: PLANO DE REFERENCIA 01-01-00 01-01-00 PLANO No 01-01-05



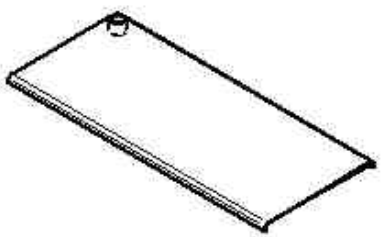
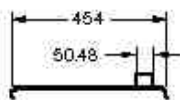
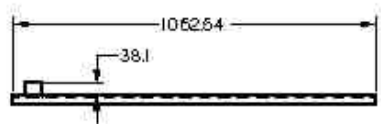
REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO

AUTOS		FECHA		ON REVISIONES DE LANTASER ESCOLA DE INGENIERIA	
				ELEMENTOS DE CONTRA	
				PLANO DE REFERENCIA 01-01-00 01-02-00	
				PLANO No 01-02-00	



REVISIONES				
ZONA	REVISION	DESCRIPCION	FECHA	APROBADO



LDS AGUJEROS ESTAN DISTRIBUIDOS ALEATORIAMENTE



1:10

NOTAS: TAMAÑO DE LETRAS: 12 PARA TITULO Y 10 PARA EL RESTO DE LOS DATOS.	PROFESOR	FECHA	ON REVISOR EJECUTIVO DE LA UNIDAD DE LA ESCUELA DE INGENIERIA
	ALUMNO	FECHA	PABLO DE CARLOS RIVERA Y PAM 
	ASISTENTE	FECHA	
	AYUDANTE	FECHA	PLANO DE REFERENCIA 01-01-00 01-01-00
	ESCALA: 1:10		PLANO No 01-01-00