

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL TREN DE ATERRIZAJE PARA LA
AERONAVE VANT SOLVENDUS

JUAN DAVID POVEDA GARCÍA
DIEGO ARMANDO SALAZAR BETANCOURT

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍAS
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C
2017

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL TREN DE ATERRIZAJE PARA LA
AERONAVE VANT SOLVENDUS

JUAN DAVID POVEDA GARCÍA
DIEGO ARMANDO SALAZAR BETANCOURT

Trabajo de grado para optar por el título de ingeniero aeronáutico

ASESOR
WHITE PHILIPPE ALAIN
IngenieroMecánico

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍAS
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTA D.C
2017

Nota de Aceptación

Presidente del Jurado

Jurado

Jurado

Bogotá D.C. 24 de noviembre de 2017

AGRADECIMIENTOS

En primer lugar, un infinito agradecimiento a Dios, por la eterna compañía, donde nos vinculó con personas maravillosas que se convirtieron en un soporte y guía constante en esta etapa de formación académica. A toda nuestras familias las cuales han sido la principal ayuda en todo el desarrollo de vida, de quienes siempre hemos recibido palabras de aliento en los momentos difíciles; un gran reconocimiento de manera especial a los Ingeniero Andreas Gravenhorst, John Jairo Bacca Ríos y White Philippe Alain, por el valioso tiempo dedicado, por su paciencia, por la oportuna asistencia, consejería y apoyo en la realización de este proyecto.

CONTENIDO

RESUMEN	22
INTRODUCCIÓN	23
1. PROBLEMA	24
1.1. TÍTULO	24
1.2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	24
1.3. PROBLEMÁTICA	25
1.4. DELIMITACIÓN Y ALCANCE	25
2. OBJETIVOS	26
2.1. OBJETIVO GENERAL	26
2.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS	26
3. JUSTIFICACIÓN	27
4. MARCO REFERENCIAL	28
4.1. MARCO HISTÓRICO	28
4.2. MARCO TEÓRICO	29
4.2.1. Tren de aterrizaje	29
4.2.2. Tren triciclo	30
4.2.3. Tren biciclo	30
4.2.4. Tren cuadriciclo	31
4.2.5. Tren multiciclo	31
4.2.6. Trenes retráctiles	32
4.2.7. Trenes fijos	33
4.2.8. Trenes de ballesta	33
4.2.9. Trenes de cordones elásticos	34
4.2.10. Trenes de amortiguador oleo neumático	34
4.2.11. Trenes de amortiguador líquido	35
4.3. MARCO LEGAL	35
5. DISEÑO CONCEPTUAL DEL TREN DE ATERRIZAJE	36
5.1. ANTECEDENTES DEL PROYECTO	36
5.2. ANTECEDENTES DEL TREN DE ATERRIZAJE	37
5.3. REQUERIMIENTOS DE DISEÑO	38
5.4. CONFIGURACIÓN DEL TREN DE ATERRIZAJE	39

5.5. TIPO DE TREN	42
6. SELECCIÓN DEL MATERIAL	43
6.1. FIBRA DE REFUERZO	43
6.2. MATRIZ DEL MATERIAL	45
6.3. CANTIDAD DE CAPAS DE FIBRA DE REFUEZO	46
7. DISEÑO DETALLADO DEL TREN DE ATERRIZAJE	54
7.1. GEOMETRÍA DEL TREN DE ATERRIZAJE	54
7.1.1. Centro de gravedad	54
7.1.2. Distancia entre el tren principal y el centro de gravedad de la aeronave	55
7.1.3. Altura del Tren de Aterrizaje	57
7.1.4. Altura del Tren Auxiliar	60
7.1.5. Distancia frontal entre trenes	62
7.1.6. Diámetro de las ruedas	64
7.2. TREN PRINCIPAL	68
7.3. TREN AUXILIAR	70
7.4. ANCLAJE DEL TREN DE ATERRIZAJE A LA AERONAVE	84
7.4.1. Anclaje del tren principal	85
7.4.2. Anclaje del tren auxiliar	95
7.5. SELECCIÓN DE LAS RUEDAS	103
7.5.1. Tren principal	104
7.5.2. Tren auxiliar	105
8. FABRICACIÓN DEL TREN DE ATERRIZAJE	107
8.1. MÉTODOS DE CONSTRUCCIÓN	107
8.2. PROCEDIMIENTO DE CONSTRUCCIÓN	108
8.3. TREN PRINCIPAL	109
8.4. TREN AUXILIAR	111
8.4.1. Fabricación del cuerpo del tren auxiliar	111
8.4.2. Construcción del tenedor del tren auxiliar	113
8.5. ANCLAJES DEL TREN DE ATERRIZAJE A LA AERONAVE	114
8.5.1. Soporte del tren principal	114
8.5.2. Soporte del tren auxiliar	115
9. PRUEBAS EXPERIMENTALES DE DISEÑO	116
9.1. ENSAYO DE RESISTENCIA ESTÁTICA	116
9.2. ENSAYO DE RESISTENCIA DINÁMICA	118

9.3. ENSAYO DE DISIPACIÓN DE ENERGÍA	126
10. MODIFICACIONES DEL TREN DE ATERRIZAJE	136
10.1. REDISEÑO DEL TREN PRINCIPAL	136
10.2. FABRICACIÓN DE PIEZAS	175
11. ENSAMBLE DEL TREN DE ATERRIZAJE	182
11.1. TREN PRINCIPAL	182
11.2. TREN AUXILIAR	185
12. CONCLUSIONES	189
13. RECOMENDACIONES	191
14. BIBLIOGRAFÍA	193
ANEXOS	195

LISTA DE CUADROS

Cuadro 1 Propuestas de diseño del tren de aterrizaje	38
Cuadro 2 Requerimientos de diseño	39
Cuadro 3 Comparación entre las principales configuraciones para el tren de aterrizaje	40
Cuadro 4 Resumen de pros y contras entre trenes fijos y retractiles.	42
Cuadro 5 Fibras disponibles laboratorio	43
Cuadro 6 Características fibra HexForce™ 282	44
Cuadro 7 Características resina	45
Cuadro 8 Características de la mezcla	45
Cuadro 9 Orientación de las fibras	46
Cuadro 10 Dimensiones de las probetas	50
Cuadro 11 Resultados ensayo a flexión	53
Cuadro 12 Ubicación del centro de gravedad de la aeronave VANT Solvendus	55
Cuadro 13 Características ruedas	64
Cuadro 14 Resultados prueba compresión ruedas	66
Cuadro 15 Peso de diferentes ruedas DU-BRO	67
Cuadro 16 Característica ruedas – tren principal	104
Cuadro 17 Característica ruedas – tren auxiliar	106
Cuadro 18 Métodos de fabricación	107
Cuadro 19 Resultados ensayo de flexión	117
Cuadro 20 Resultados prueba dinámica ballesta a	123
Cuadro 21 Resultados prueba dinámica ballesta b	125
Cuadro 22 Resultados prueba dinámica ballesta c	126
Cuadro 23 Ecuaciones línea de tendencia	134
Cuadro 24 Coeficientes de amortiguación	135

LISTA DE GRÁFICOS

Gráfico 1 Desplazamiento vs fuerza	51
Gráfico 2 Deformación vs esfuerzo	52
Gráfico 3 Tendencia peso – porcentaje compresión radio	68
Gráfico 4 Fuerza cortante y momento flector tg	79
Gráfico 5 Fuerzas cortantes y momento flector refuerzo	91
Gráfico 6 Esfuerzos y momentos refuerzo patín	100
Gráfico 7 Acelerómetro ballesta A	128
Gráfico 8 Acelerómetro ballesta B	129
Gráfico 9 Acelerómetro ballesta C	129
Gráfico 10 Datos filtro acelerómetro ballesta A	132
Gráfico 11 Datos filtro acelerómetro ballesta B	133
Gráfico 12 Datos filtro acelerómetro ballesta C	133
Gráfico 13 Fuerzas y momentos sujetador 1	162
Gráfico 14 Sección transversal sujetador 1	163
Gráfico 15 Fuerzas cortantes y momentos flectores	171

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 Tren de aterrizaje aeronave no tripulada	28
Figura 2 Tren triciclo	30
Figura 3 Tren biciclo	31
Figura 4 Tren multiciclo	32
Figura 5 Ten retráctil en aeronave no tripulada	32
Figura 6 Tren fijo en aeronave no tripulada	33
Figura 7 Tren tipo ballesta	34
Figura 8 Evolución aeronave VANT Solvendus	36
Figura 9 Propuesta del tren de aterrizaje	37
Figura 10 Configuración quadricycle	41
Figura 11 Configuración para la aeronave VANT Solvendus	42
Figura 12 Fibra de carbono 3k disponible laboratorio	44
Figura 13 Dimensiones probetas ASTM D7264	48
Figura 14 Ubicación del centro de gravedad en los ejes XZ	54
Figura 15 Ubicación del centro de gravedad en los ejes XY	54
Figura 16 Reacciones en los trenes	55
Figura 17 Altura del tren de aterrizaje para configuraciones tailwheel	58
Figura 18 Taildragger landing gear	58
Figura 19 Triangulo rectángulo tren de aterrizaje principal	59
Figura 20 Altura tren auxiliar	60
Figura 21 Altura tren de aterrizaje	62
Figura 22 Aistancia frontal entre trenes	62
Figura 23 Angulo frontal	63
Figura 24 Triangulo ángulo θ	63
Figura 25 Geometría ballestas	69
Figura 26 Curvatura de ballesta	69
Figura 27 Cuerpo principal del tren auxiliar	70
Figura 28 Tenedor tren auxiliar	70
Figura 29 Render tren auxiliar	71
Figura 30 Dimensiones cuerpo patín	71
Figura 31 Tramos patín de cola	72
Figura 32 Tramo BC patín	74
Figura 33 Tramo CD patín	75
Figura 34 Fuerza cortante tramo CD	76
Figura 35 Tramo de patín	77
Figura 36 Vista frontal cuerpo patín	80
Figura 37 Tenedor auxiliar	82
Figura 38 Dimensiones tenedor patín frontal	82
Figura 39 Perfil refuerzo existente ala-tailboom	85
Figura 40 Perfil refuerzo propuesto	85
Figura 41 Render refuerzo propuesto	86
Figura 42 Dimensiones refuerzo principal	86

Figura 43 Fuerzas en refuerzo principal	87
Figura 44 Tramos en sujetador principal	88
Figura 45 Dimensiones refuerzo principal	92
Figura 46 Corte perfil refuerzo	94
Figura 47 Refuerzo propuesto	96
Figura 48 Render refuerzo tren auxiliar	96
Figura 49 Dimensiones refuerzo patín	97
Figura 50 Tramos refuerzo patín	97
Figura 51 Dimensiones refuerzo patín	101
Figura 52 Fabricantes de ruedas aeromodelismo	104
Figura 53 Llanta 4-1/2" DU-BRO	105
Figura 54 Llanta 2" DU-BRO	106
Figura 55 Método manual-molde abierto	108
Figura 56 Procedimiento construcción tren de aterrizaje	108
Figura 57 Airplane gliding flight	118
Figura 58 Glide angle	119
Figura 59 Aproximación VANT Solvendus	120
Figura 60 Montaje ensayo acelerómetro	127
Figura 61 Oscilador amortiguado	130
Figura 62 Ballesta principal	136
Figura 63 Tenedor principal	137
Figura 64 Sujetador delantero	137
Figura 65 Sujetador trasero	138
Figura 66 Unión de piezas tren principal	138
Figura 67 Curvatura ballesta	139
Figura 68 Dimensiones ballesta	140
Figura 69 Acortamiento ballesta segmento inferior	141
Figura 70 Fuerzas en ballesta principal	142
Figura 71 Fuerzas en la ballesta	142
Figura 72 Fuerzas tramo AB ballesta	144
Figura 73 Fuerzas tramo BC ballesta	145
Figura 74 Tramo de ballesta	148
Figura 75 Sección transversal ballesta	151
Figura 76 Sujetador ballesta	153
Figura 77 Fuerzas en sujetador delantero	154
Figura 78 Distancias en sujetador delantero	156
Figura 79 Tramo BCsujetador delantero	158
Figura 80 Tramo CD sujetador delantero	160
Figura 81 Tramo de sujetador delantero	161
Figura 82 Fuerzas en sujetador trasero	164
Figura 83 Fuerzas tramo AB sujetador trasero	166
Figura 84 Sujetador trasero tramo BC	168
Figura 85 Fuerzas en tramo CD	169
Figura 86 Sección transversal sujetador trasero	172
Figura 87 Sección transversal tenedor principal	174

Figura 88 Sección superior tenedor principal

174

Figura 90 Explosionado del tren auxiliar

185

LISTA DE ECUACIONES

Ecuación 1 Sumatoria de momentos trenes VANT Solvendus	56
Ecuación 2 Sumatoria de fuerzas en el eje Y	57
Ecuación 3 Función tangente	59
Ecuación 4 Altura del tren auxiliar	61
Ecuación 5 Función tangente para tren auxiliar	61
Ecuación 6 Función tangente para triangulo frontal	63
Ecuación 7 Sumatoria de fuerzas en cuerpo tren auxiliar	72
Ecuación 8 Sumatoria de momentos en cuerpo tren auxiliar	73
Ecuación 9 Sumatoria de fuerzas AB tg	73
Ecuación 10 Sumatoria de momentos AB tg	74
Ecuación 11 Sumatoria de fuerzas BC tg	74
Ecuación 12 Sumatoria momentos BC tg	75
Ecuación 13 Sumatoria de fuerzas CD tg	76
Ecuación 14 Sumatoria de momentos CD tg	76
Ecuación 15 Sumatoria de fuerzas de tg	77
Ecuación 16 Sumatoria de momentos de tg	77
Ecuación 17 Esfuerzo cortante tg	80
Ecuación 18 Primer momento de inercia	80
Ecuación 19 Momento de inercia del área	80
Ecuación 20 Esfuerzo flector cuerpo patin	81
Ecuación 21 Primer momento de área	83
Ecuación 22 Momento de inercia del área	83
Ecuación 23 Esfuerzo cortante	83
Ecuación 24 Máximo momento flector	83
Ecuación 25 Reserve factor "factor de seguridad"	84
Ecuación 26 Factor de seguridad cuerpo tren auxiliar	84
Ecuación 27 Factor de seguridad tenedor tren auxiliar	84
Ecuación 28 Fuerzas en refuerzo principal	87
Ecuación 29 Sumatoria de momentos en anclaje principal	87
Ecuación 30 Sumatoria fuerzas cortantes tramo AB refuerzo	88
Ecuación 31 Sumatoria momentos tramo AB refuerzo	89
Ecuación 32 Sumatoria fuerza cortantes tramo BC refuerzo	89
Ecuación 33 Sumatoria momentos tramo BC refuerzo	89
Ecuación 34 Sumatoria fuerzas cortantes tramo CD refuerzo	90
Ecuación 35 Sumatoria momentos tramo CD refuerzo	90
Ecuación 36 Sumatoria fuerzas cortantes tramo de refuerzo	90
Ecuación 37 Sumatoria momentos tramo de refuerzo	90
Ecuación 38 Area transversal 1	92
Ecuación 39 Area transversal 2	92
Ecuación 40 Centroide del refuerzo	93
Ecuación 41 Primer momento de inercia	93
Ecuación 42 Momento de inercia del área	93

Ecuación 43 Esfuerzo cortante	94
Ecuación 44 Esfuerzo flector	94
Ecuación 45 Factor de seguridad anclaje tren principal	95
Ecuación 46 Sumatoria fuerzas cortantes tramo AB refuerzo tg	97
Ecuación 47 Sumatoria momentos tramo AB refuerzo tg	98
Ecuación 48 Sumatoria fuerzas cortantes tramo BC refuerzo tg	98
Ecuación 49 Sumatoria momentos tramo BC refuerzo tg	98
Ecuación 50 Sumatoria fuerzas cortantes tramo CD refuerzo tg	98
Ecuación 51 Sumatoria momentos tramo CD refuerzo tg	99
Ecuación 52 Area transversal 1	101
Ecuación 53 Area transversal 2	101
Ecuación 54 Centroide transversal	101
Ecuación 55 Momento de inercia del área	102
Ecuación 56 Primer momento flector	102
Ecuación 57 Esfuerzo cortante	102
Ecuación 58 Esfuerzo flector	103
Ecuación 59 Factor de seguridad anclaje tren auxiliar	103
Ecuación 60 Glide angle	119
Ecuación 61 Función seno	121
Ecuación 62 Velocidad final caída libre	121
Ecuación 63 Posición en movimiento amortiguado	130
Ecuación 64 Primera derivada velocidad	131
Ecuación 65 Segunda derivada aceleración	131
Ecuación 66 Segunda derivada simplificada	131
Ecuación 67 Segunda derivada simplificada 2	132
Ecuación 68 Ecuación del grafico excel	133
Ecuación 69 Equivalencia de las ecuaciones	134
Ecuación 70 Angulo curvatura ballesta	139
Ecuación 71 Longitudes y diámetro ballesta	139
Ecuación 72 Angulo inferior ballesta- función arcsen	140
Ecuación 73 Superficie ballesta	141
Ecuación 74 Función coseno	141
Ecuación 75 Sumatoria de fuerzas en la ballesta	142
Ecuación 76 Sumatoria de momentos en la ballesta	143
Ecuación 77 Sumatoria de fuerzas tramo AB ballesta	144
Ecuación 78 Sumatoria de momentos tramo AB ballesta	144
Ecuación 79 Sumatoria de fuerzas tramo BC ballesta	145
Ecuación 80 Sumatoria de momentos tramo BC ballesta	146
Ecuación 81 Angulo θ tramo CD	146
Ecuación 82 Distancia horizontal hasta el punto de análisis	146
Ecuación 83 Angulo tramo θ CD	146
Ecuación 84 Sumatoria fuerzas tramo CD ballesta	147
Ecuación 85 Sumatoria momentos tramo CD ballesta	147
Ecuación 86 Sumatoria fuerzas tramo de ballesta	148
Ecuación 87 Sumatoria momentos tramo de ballesta	149

Ecuación 88 Fuerza cortante en ballesta	151
Ecuación 89 Momento flector en ballesta	151
Ecuación 90 Primer momento de inercia	151
Ecuación 91 Momento de inercia del área	151
Ecuación 92 Esfuerzo cortante	152
Ecuación 93 Esfuerzo flector	152
Ecuación 94 Distancia entre fuerzas	155
Ecuación 95 Sumatoria fuerzas en sujetador delantero	155
Ecuación 96 Sumatoria de momentos en sujetador delantero	155
Ecuación 97 Sumatoria fuerzas tramo AB	157
Ecuación 98 Sumatoria momentos tramo AB	158
Ecuación 99 Sumatoria de fuerzas tramo BC	158
Ecuación 100 Sumatoria momentos tramo BC	159
Ecuación 101 Sumatoria de fuerzas cd sujetador delantero	160
Ecuación 102 Sumatoria de momentos cd sujetador delantero	160
Ecuación 103 Sumatoria de fuerzas de sujetador delantero	161
Ecuación 104 Sumatoria de momentos de sujetador delantero	161
Ecuación 105 Primer momento de area	163
Ecuación 106 Momento de inercia de área sujetador delantero	163
Ecuación 107 Esfuerzo cortante sujetador delantero	163
Ecuación 108 Esfuerzo flector sujetador delantero	164
Ecuación 109 Sumatoria de fuerzas en sujetador trasero	165
Ecuación 110 Sumatoria de momentos en sujetador trasero	165
Ecuación 111 Sumatoria fuerzas cortantes tramo AB sujetador trasero	167
Ecuación 112 Sumatoria momentos tramo AB sujetador trasero	167
Ecuación 113 Sumatoria fuerzas cortantes tramo BC sujetador trasero	168
Ecuación 114 Sumatoria momentos tramo BC sujetador trasero	169
Ecuación 115 Sumatoria fuerzas tramo CD sujetador trasero	170
Ecuación 116 Sumatoria momentos tramo CD sujetador trasero	170
Ecuación 117 Sumatoria fuerzas tramo de sujetador trasero	170
Ecuación 118 Sumatoria momentos tramo de sujetador trasero	170
Ecuación 119 Primer momento de área	172
Ecuación 120 Momento de inercia de área	172
Ecuación 121 Esfuerzo cortante sujetador trasero	172
Ecuación 122 Esfuerzo flector sujetador trasero	173
Ecuación 123 Dimensiones tenedor principal	173
Ecuación 124 Fuerza cortante	173
Ecuación 125 Momento flector	174
Ecuación 126 Primer momento de área	175
Ecuación 127 Momento de inercia de área	175
Ecuación 128 Esfuerzo cortante tenedor principal	175
Ecuación 129 Esfuerzo flector tenedor principal	175
Ecuación 130 Factor de seguridad ballesta	176
Ecuación 131 Factor de seguridad sujetador delantero	176
Ecuación 132 Factor de seguridad sujetador trasero	176

LISTA DE FOTOGRAFÍAS

Fotografía 1 Corte de láminas de fibra de carbono	47
Fotografía 2 Preparación y aplicación de la resina	47
Fotografía 3 Aplicación de presión y corte de probetas	47
Fotografía 4 Máquina universal de ensayos	49
Fotografía 5 Medición de probetas	49
Fotografía 6 Ensayo de flexión	50
Fotografía 7 Corte y lijado de madera para banco de pruebas	65
Fotografía 8 Ensamblaje del banco y su soporte	65
Fotografía 9 Ensamblaje final banco de pruebas	66
Fotografía 10 Ruedas 6 in y 3 1/2 in	66
Fotografía 11 Rueda 3 1/4 in	67
Fotografía 12 Refuerzo inicial estabilizador vertical	95
Fotografía 13 Demarcación y corte de madera	109
Fotografía 14 Acabado de los moldes	109
Fotografía 15 Corte y aplicación de desmoldante	110
Fotografía 16 Aplicación y laminado de la resina	110
Fotografía 17 Laminado y corte de la pieza	111
Fotografía 18 Acabados finales de las ballestas	111
Fotografía 19 Corte y lijado de madera	112
Fotografía 20 Corte y laminación de la fibra de carbono	112
Fotografía 21 Desmolde y corte de la pieza	113
Fotografía 22 Elaboración del molde y corte de fibras	113
Fotografía 23 Aplicación de presión sobre la pieza	114
Fotografía 24 Acabado final del tenedor	114
Fotografía 25 Molde y pieza final	115
Fotografía 26 Flexión en ballesta a	116
Fotografía 27 Flexión en ballesta b	117
Fotografía 28 Flexión en ballesta c	117
Fotografía 29 Flexión ballesta a 7.5 kg	122
Fotografía 30 Flexión ballesta a 10 kg	123
Fotografía 31 Flexión ballesta a 15 kg	123
Fotografía 32 Flexión ballesta b 7.5 kg	124
Fotografía 33 Flexión ballesta b 10 kg	124
Fotografía 34 Flexión ballesta b 15 kg	124
Fotografía 35 Flexión ballesta c 7.5 kg	125
Fotografía 36 Flexión ballesta c 10 kg	125
Fotografía 37 Flexión ballesta c 15 kg	126
Fotografía 38 Dispositivo para ensayo de acelerómetro	127
Fotografía 39 Aplicación y liberación de la fuerza	128
Fotografía 40 Laminación de la fibra de carbono	177
Fotografía 41 Secado y marcación de la pieza	177
Fotografía 42 Corte y lijado de la ballesta	178

Fotografía 43 Elaboración molde tenedor principal	178
Fotografía 44 Aplicación de resina tenedor	179
Fotografía 45 Curado y corte de la pieza	179
Fotografía 46 Terminado del tenedor	180
Fotografía 47 Molde y aplicación del material	180
Fotografía 48 Aplicación de presión sobre las piezas	181
Fotografía 49 Fijación de piezas para perforar	182
Fotografía 50 Sujeción ballesta-tenedor	182
Fotografía 51 Conjunto tren principal	183
Fotografía 52 Ensamblaje final tren principal	184
Fotografía 53 Pesaje del tren principal	184
Fotografía 54 Conjunto tren auxiliar	185
Fotografía 55 Ensamble final tren auxiliar	186
Fotografía 56 Pesaje del tren auxiliar	186
Fotografía 57 Aeronave VANT Solvendus	187
Fotografía 58 Aeronave VANT Solvendus 2	187

LISTA DE ANEXOS

Anexo A Fuerza vs desplazamiento	195
Anexo B Gráficos esfuerzo vs deformación	196
Anexo C Gráficos acelerómetro ballesta a	198
Anexo D Gráficos acelerómetro ballesta b	199
Anexo E Gráficos acelerómetro ballesta c	200
Anexo F Ficha técnica fibra HexForce™ 282	205
Anexo G Ficha técnica resina Colrepox 6090 endurecedor Colrepox 1956	207

GLOSARIO

ACELERÓMETRO: dispositivo que mide la vibración o la aceleración del movimiento de una estructura.

APROXIMACIÓN: procedimiento de acercamiento a pista para realizar el aterrizaje.

ÁNGULO DE ATAQUE: ángulo entre la cuerda geométrica de un perfil alar respecto a la dirección del aire incidente.

ÁNGULO DE PLANEEO: ángulo formado entre el plano horizontal y la trayectoria de la aeronave, en el cual se obtiene un alto rendimiento sin ninguna tracción de empuje.

ÁNGULO DE PERDIDA: ángulo de ataque en el cual el perfil aerodinámico pierde su característica propia de sustentación.

BALLESTA: dispositivo en forma de arco que permite el almacenamiento y liberación de energía.

CARRETEO: desplazamiento de una aeronave sobre la pista antes de despegar y luego de aterrizar.

CATALIZADOR: sustancia que altera o modifica el desarrollo de una reacción química.

CENTRO DE GRAVEDAD: punto geométrico en el que se concentra el peso de un cuerpo.

DESMOLDANTE: agente químico encargado de separar mediante una capa, diferentes materiales, sin que estos se fusionen.

DESMOLDE: acción de retirar una pieza o elemento de un molde donde ha sido colocado para adoptar su forma.

DIRECCIONAMIENTO: acción que permite modificar la trayectoria de objeto en movimiento.

IMPACTO: choque de un objeto en movimiento contra otro, principalmente estático.

LAMINADO: elemento fabricado, compuesto por diferentes capas de un material específico, una sobre la otra.

MATRIZ: componente de un material compuesto, cuya función es envolver y añadir rigidez a las fibras de estos materiales.

MOLDE: pieza a la cual se aplica un material para que este se solidifique y adapte su forma.

MOTOTOOL: herramienta de desbaste y corte rotatorio.

PERFIL AERODINÁMICO: área transversal de un elemento, el cual al desplazarse por un flujo de aire, genera una fuerza sustentadora.

RENDER: imagen digital que se crea a partir de un modelo 3D realizado mediante una herramienta informática.

RESINA: sustancia líquida densa y pegajosa, la cual se solidifica al entrar en contacto con un agente catalizador.

TAILBOOM: estructura principal sobre el eje longitudinal de una aeronave, a la que se sujetan los estabilizadores.

TWILL: tipo de tejido de fibras mediante un patrón paralelo y diagonal de las fibras sobrepuestas unas sobre las otras.

VELOCIDAD VERTICAL: componente de velocidad de un objeto, sobre el eje Y.

RESUMEN

En el presente documento se encuentra un sumario con los antecedentes de la aeronave VANT Solvendus (Vehículo aéreo no tripulado), los cuales son base fundamental para continuar con el proceso de diseño y la construcción del tren de aterrizaje, donde se recopiló toda la información disponible acerca del diseño de la aeronave, características de diseño, condiciones de vuelo, cálculos de los pesos, documentos sobre el perfil aerodinámico, análisis del ala, electrónica, estabilidad y control; los cuales se referencian en los antecedentes del proyecto.

Con base al marco teórico y los antecedentes del proyecto se procedió a dar inicio a las fases de diseño (conceptual, preliminar y detallado), del tren de aterrizaje; aquí se exponen las características de cada componente, determinando el tamaño, número, ubicación y los métodos de sujeción de estos. Al concluir estas etapas se dio inicio al modelamiento del tren aterrizaje en el software Solid Edge ST9, para obtener un dimensionamiento de la aeronave.

Con las pruebas preliminares, se elaboraron cinco probetas con diferentes capas de fibra de carbono, las cuales fueron sometidas al ensayo de flexión, basado bajo las metodologías definidas en la norma ASTM D7264; la cual permitió el proceso de construcción de las partes estructurales del tren de aterrizaje, convirtiéndose en una vital ayuda para obtener una aproximación de los pesos y distribución de los componentes, además de confirmar que los procesos de manufactura fueran los adecuados para satisfacer los requerimientos del proyecto.

Una vez construido los componentes del tren de aterrizaje, se precedió en diferentes diseños de ballestas a realizar unas pruebas experimentales (estática, dinámica y disipación de la energía), para determinar cuál de ellas tuviera el mejor comportamiento en cuanto a la flexión y a la liberación de energía.

Al finalizar la etapa de diseño y pruebas se prosiguió con la construcción del modelo, a través de las distintas técnicas de manufactura descritas en el documento, se dio inicio a la fabricación de los componentes estructurales del tren de aterrizaje, y otros que fueron ensamblados para finalmente culminar la etapa de construcción del tren de aterrizaje.

INTRODUCCIÓN

El VANT Solvendus es un vehículo aéreo no tripulado, desarrollado por el Grupo de Investigación de Ciencias Aeronáuticas (GICA) de la Fundación Universitaria Los Libertadores con el fin de realizar reconocimiento visual, esta aeronave está construida en materiales compuestos y es impulsada con motores eléctricos que se alimentan de la energía fotovoltaica.

Adoptando las ventajas de estos vehículos con las energías renovables se obtiene una aeronave que se encuentra en la capacidad de recorrer largas distancias, de forma autónoma y amigable con el medio ambiente. Los paneles solares funcionan con radiación solar, que se convierte en energía eléctrica almacenable y utilizable para la propulsión y suministro de los sistemas eléctricos.

Hay que tener en cuenta que la tecnología de los paneles solares no posee la misma eficiencia que las energías no renovables como los combustibles fósiles y nucleares, por esto varias características como el peso y el tamaño de los motores se ven reducidas para estar a la capacidad de operación de estos paneles.

Los materiales compuestos ofrecen una solución eficaz al problema del peso, sus características mecánicas son tan buenas, e inclusive mejores en algunos casos, al ser comparados con metales usados en la aviación. Entre las ventajas de los materiales compuestos encontramos la maleabilidad, resistencia mecánica, reducción de peso y mantenimiento. Esto asegura la eficiencia de la aeronave y cumplimiento de los requerimientos asignados.

El tren de aterrizaje se define como un conjunto de amortiguadores, ruedas, soportes, y otros equipos que una aeronave utiliza para aterrizar o maniobrar sobre una superficie. Aunque por su denominación, el tren de aterrizaje parece sugerir una única función a este sistema, realmente cumple varias funciones: sirve de soporte al aeroplano, posibilita el movimiento del avión en superficie (incluyendo despegues y aterrizajes) y amortigua el impacto del aterrizaje.

Con apoyo en software CAD (Solid Edge), el diseño es más interactivo, al facilitar a este proceso el ahorro de tiempo en el diseño construcción del tren de aterrizaje.

1. PROBLEMA

1.1. TÍTULO

Diseño y construcción del tren de aterrizaje para la aeronave VANT Solvendus.

1.2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Desde su primer diseño y empleo durante el desarrollo de la II Guerra Mundial, los vehículos aéreos no tripulados (VANT), han progresado de forma notoria para los avances de la aviación mundial, no solo en el campo militar sino en otras áreas que se puedan acoplar a distintas necesidades y condiciones de trabajo, como el reconocimiento de un sitio específico u otras funciones que logran desempeñar estos.

Hoy el Estado Colombiano cuenta con una familia de aeronaves no tripuladas (UAV), como lo fue la adquisición de una flota mixta de Hermes 450 y Hermes 900 para la Fuerza Aérea Colombiana¹ y RQ-11B RAVEN para el Ejército Nacional², y otras. Es importante que Colombia, un país en vía de desarrollo, incursione en el uso, diseño y manufactura de estos nuevos vehículos aéreos, generando ciencia, desarrollo, investigación e innovación; para generar soluciones en distintas situaciones como operaciones de orden público, protección de la infraestructura petrolera, ubicación de explotación de la minería ilegal, identificación de incendios forestales, localización de siniestros naturales, o de apoyo en diferentes actividades como reconocimiento y fotografías aéreas.

El VANT Solvendus es un proyecto liderado por la Fundación Universitaria Los Libertadores; durante el diseño conceptual y preliminar presentado en el año 2010 y el diseño detallado y construcción en el año 2013, los autores del diseño no optaron dentro del VANT Solvendus, tener en cuenta uno de los cinco componentes esenciales de un aeronave “Tren de Aterrizaje”, puesto que este componente se convierte en un factor muy importante en el momento de su operación en la fase de despegue y aterrizaje.

¹Colombia adquirió vehículos aéreos no tripulados VANTs Hermes a Israel [en línea]. 6 de agosto de 2012. Disponible en internet: Webinfomil.com.

²El Ejército de Colombia despliega nueve UAV RQ 11B RAVEN [en línea]. 29 de mayo de 2013. Disponible en internet: Infodefensa.com

1.3. PROBLEMÁTICA

¿Cómo diseñar y construir un tren de aterrizaje, que le permita a la aeronave VANT SOLVENDUS, operar adecuadamente?

1.4. DELIMITACIÓN Y ALCANCE

Este proyecto de grado se limita bajo las regulaciones existentes para los RPAS (sistemas de aeronaves pilotadas a distancia), estipulado en las condiciones de aeronavegabilidad propuesta por la Aeronáutica Civil de Colombia y el nivel de avance en el que se encuentre la aeronave VANT Solvendus, algunos sistemas no se encuentran definidos completamente, y no se ha culminado el proceso de fabricación.

El alcance del proyecto es poder diseñar y construir un tren de aterrizaje en materiales compuestos que le permita a la aeronave VANT Solvendus, operar adecuadamente, garantizando la vida útil de los componentes de la aeronave y el correcto funcionamiento del mismo, evitando daños que puedan afectar la integridad de la aeronave.

2. OBJETIVOS

2.1. OBJETIVO GENERAL

Diseñar y construir el tren de aterrizaje para la aeronave VANT Solvendus.

2.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Determinar las cargas estructurales del Tren de aterrizaje durante la fase de despegue y aterrizaje.

Construir un tren de aterrizaje en materiales compuestos, que permita resistir a los esfuerzos que se presenten antes y después de la operación de la aeronave.

Diseñar y construir un adecuado sistema de sujeción del tren de aterrizaje a la aeronave, que permita soportar los esfuerzos sin llegar a comprometer la estructura de la aeronave.

3. JUSTIFICACIÓN

El tren de aterrizaje es uno de los cinco componentes básicos de una aeronave, el cual permite absorber la energía cinética producida por el contacto entre la aeronave y la pista durante las fases de aterrizaje y despegue.

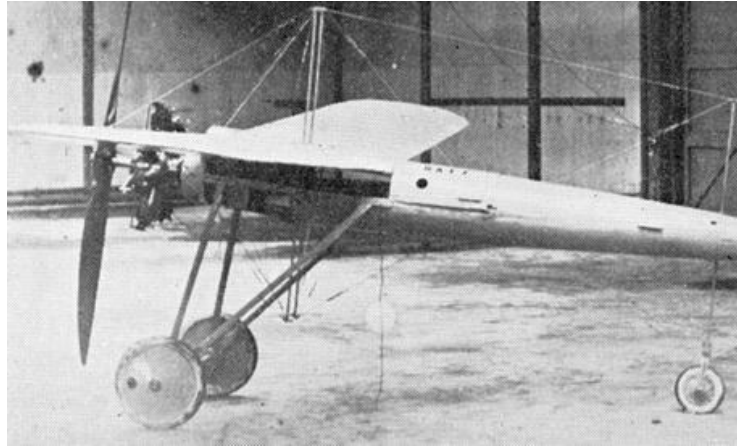
Esta función es de vital importancia en razón a que permite distribuir las grandes fuerzas a las que se es sometida la aeronave durante las fases anteriormente mencionadas, esto permite garantizar tanto la integridad estructural de la aeronave, como la vida útil de los componentes de la aeronave y el correcto funcionamiento de la misma.

Debido a estos factores anteriormente mencionados, se ve la necesidad de implementar un tren de aterrizaje a la aeronave VANT Solvendus, que permita garantizar el correcto funcionamiento de la aeronave, especialmente durante las fases de despegue y aterrizaje.

4. MARCO REFERENCIAL

4.1. MARCO HISTÓRICO

Figura 1 Tren de aterrizaje aeronave no tripulada



Fuente: UAVS World War [en línea].Enero 2016.Disponible en internet: <http://dronewebsource.com>

Con la evolución de las aeronaves desde los inicios hasta hoy en día, una pieza fundamental ha sido el tren de aterrizaje, el cual se ha venido acomodando a las necesidades de las aeronaves actuales.

Las primeras aeronaves poseían una estructura muy frágil y la única forma de anclar el tren de aterrizaje era en la zona del motor ya que esta presentaba la mayor resistencia estructural de estas aeronaves. El tren más común para esa época se denominaba “tren en uve”, en cual se caracterizaba por ser muy estrecho, lo que generaba problemas de estabilidad en las aeronaves, además estos sistemas no contaban con sistemas de amortiguación ni de frenado.

Posteriormente con el inicio de la primera guerra mundial, las aeronaves aumentaron considerablemente el tamaño y peso, lo que implicó unas mayores cargas sobre los trenes. Esta problemática dio nacimiento a los amortiguadores oleo neumático. Alrededor del año de 1920 se inició un gran cambio en la forma aerodinámica del diseño de las aeronaves, esto buscando disminuir la resistencia

al avance logrando alcanzar velocidades de vuelo mucho mayor. Este cambio presente en las aeronaves obligó al desarrollo del tren de aterrizaje retráctil.

Durante la segunda guerra mundial el peso de las aeronaves aumentó considerablemente, en especial en las aeronaves bombarderos. Estas grandes cargas sobre los trenes se transferían en las ruedas afectando en gran forma el rendimiento del tren de aterrizaje, así de este modo se implementaron los neumáticos con aire comprimido en su interior, lo que permitía que las aeronaves aterrizaran en pistas no preparadas.

En años posteriores a la terminación de las guerras mundiales, la aviación mundial presentó un gran avance con la aparición de las aeronaves con motor a reacción en donde el principal cambio fue la geometría de las alas de las aeronaves, las cuales disminuyeron su tamaño afectando principalmente el alojamiento de las ruedas usadas en la época. Esto obligó al desarrollo de neumáticos de pequeño tamaño inflados a grandes presiones de aire, sin embargo esto implicó que estos neumáticos solo pudiesen operar en pistas preparadas como las de los aeropuertos actuales.³

4.2. MARCO TEÓRICO

4.2.1. Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje se considera como el componente encargado de absorber y disipar la energía cinética producida cuando la aeronave realiza el procedimiento de aterrizaje y despegue. Este componente debe disminuir las cargas al aterrizaje hasta un valor óptimo que no afecte la estructura de la aeronave. Actualmente el diseño de este componente contempla la existencia de un tren principal, el cual recibe la mayor cantidad de peso de la aeronave en su operación, adicionalmente existe un componente menor denominado tren auxiliar, cuya función fundamental es el direccionamiento en tierra.

³ANTONIO OÑATE. Conocimientos del Avión: Obra adoptada al programa de estudios JAR FCL para piloto comercial y de transportes de línea Aérea. 6 ed. Madrid. Ediciones paraninfo S.A. 2007.

4.2.2. Tren triciclo

Este tipo de configuración se caracteriza por presentar dos trenes principales en la parte posterior de la aeronave, mientras que un tren auxiliar ubicado en la parte frontal.

Figura 2 Tren triciclo

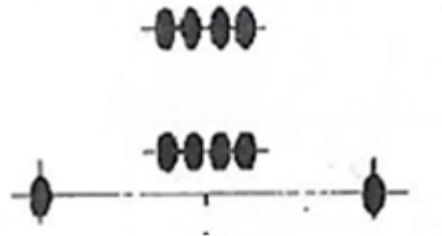


Fuente: ANTONIO OÑATE. Conocimientos del Avión: Obra adoptada al programa de estudios JAR FCL para piloto comercial y de transportes de línea Aérea. 6 ed. Madrid. Ediciones paraninfo S.A. 2007.

4.2.3. Tren biciclo

Este tipo de configuración consta de dos trenes principales ubicados uno detrás del otro, así como dos trenes ubicados en la punta de las alas para añadir estabilidad.

Figura 3 Tren Biciclo



Fuente: ANTONIO OÑATE. Conocimientos del Avión: Obra adoptada al programa de estudios JAR FCL para piloto comercial y de transportes de línea Aérea. 6 ed. Madrid. Ediciones paraninfo S.A. 2007.

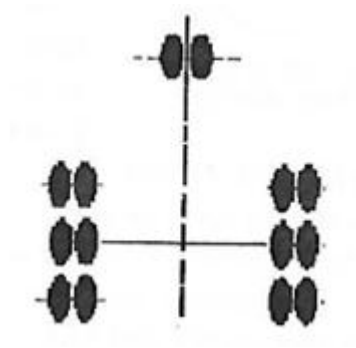
4.2.4. Tren cuadríciclo

Configuración de cuatro trenes, ubicado simétricamente en el avión, según el tipo de aeronave pueden existir dos trenes exteriores para mejorar la estabilidad en tierra.

4.2.5. Tren multiciclo

Esta configuración se caracteriza por tener múltiples trenes, generalmente de varias ruedas por cada tren, se usa principalmente para aeronaves de gran capacidad y peso.

Figura 4 Tren multiciclo



Fuente: ANTONIO OÑATE. Conocimientos del Avión: Obra adoptada al programa de estudios JAR FCL para piloto comercial y de transportes de línea Aérea. 6 ed. Madrid. Ediciones paraninfo S.A. 2007.

4.2.6. Trenes retráctiles

Estos tipos de trenes tienen la capacidad de replegarse y alojarse internamente en la estructura de la aeronave, es decir que no se encuentran expuestos al flujo de aire generado durante el vuelo de la aeronave, disminuyendo drásticamente la resistencia al avance de la aeronave.

Figura 5 Tren retráctil en aeronave no tripulada



Fuente: MQ-1 Predator. [en línea]. 2009. Disponible en internet: <https://ubisurv.wordpress.com/lg>.

4.2.7. Trenes fijos

Los trenes fijos son aquellos que se encuentran permanente anclados en el exterior de la aeronave y expuestos al flujo constante del aire, estos tienden a generar resistencia al avance, sin embargo su configuración es simple, ahorrando peso y costos en el sistema, esto lo hace ideal para aeronaves pequeñas de baja velocidad de vuelo.

Figura 6 Tren fijo en aeronave no tripulada

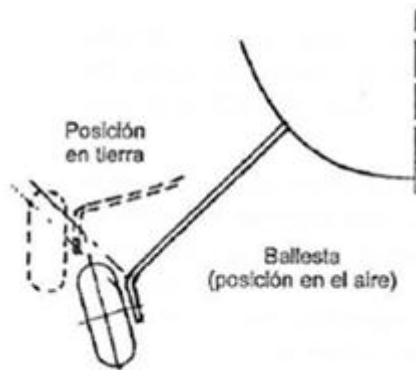


Fuente: UAV Aerostar. [enlinea]. 2008. Disponible en internet: <http://www.israeli-weapons.com>.

4.2.8. Trenes de ballesta

Consiste en un perfil flexible generalmente de acero denominado ballesta, el cual se encuentra sujetado permanentemente al fuselaje de la aeronave.

Figura 7 Tren tipo ballesta



Fuente: ANTONIO OÑATE. Conocimientos del Avión: Obra adoptada al programa de estudios JAR FCL para piloto comercial y de transportes de línea Aérea. 6 ed. Madrid. Ediciones paraninfo S.A. 2007.

El tren de ballesta produce normalmente desgaste desigual del neumático, pero es muy sencillo y prácticamente está libre de problemas de mantenimiento. Muchos aviones ligeros tienen esta configuración de tren de aterrizaje.⁴

4.2.9. Trenes de cordones elásticos

En este tipo de tren, las cargas son absorbidas por un cierto número de cordones de caucho dispuestos en forma de amarre, este sistema es común en aeronaves antiguas.

4.2.10. Trenes de amortiguador oleo neumático

El mencionado tren utiliza un amortiguador de nitrógeno y aceite el cual se comprime mediante un pistón que transfiere la energía del aterrizaje al fluido. En la actualidad este tipo de tren es el más utilizado ya que presenta un mayor rendimiento por excelencia en la aviación comercial.

⁴OÑATE, Óp. cit., p. 619.

4.2.11. Trenes de amortiguador líquido

Se basa en la compresibilidad de los líquidos a altas presiones alojados en un cilindro, el cual cuenta con un pistón hueco y un pistón libre, que transmiten la energía al líquido presente en el cilindro, cuyo comportamiento es similar a un resorte.

4.3. MARCO LEGAL

Las regulaciones aeronáuticas son el fundamento de toda aeronave, incidiendo directamente en el marco legal internacional y local. En el año 2005, la Organización Internacional de la Aviación Civil (OACI), observó la problemática del uso de los (UAS), donde se reunió con asociaciones de estudio aeronáutico y se ofreció como coordinador para el inter-funcionamiento y la armonización mundial, quedando atentos a cualquier intención tanto de gobiernos y organizaciones de entregar información que sirviera para la elaboración de un reglamento final.

Para el año 2011 la OACI inició la integración de estos sistemas (UAS), publicando la Circular 328 AN/190, donde generó un beneficio importante en el mejoramiento de los sistemas, las comunicaciones y las formas de operación, ampliando aún más las posibilidades y aplicaciones de esta clase de aeronaves, impulsando su desarrollo y constante mejoramiento, pero con los adelantos de la OACI para la integración de los UAS se podrá operar los UAV en cualquier parte del mundo; luego de cumplir con estas normas, garantizará para cualquier aeronave no tripulada su normal y eficiente operación en cualquier lugar del planeta.

Para el 27 de julio de 2015, la Aeronáutica Civil de Colombia, emite la Circular Reglamentaria N°2 “Requisitos Generales de Aeronavegabilidad y Operaciones para los sistemas de aeronaves piloteadas a distancias (RAPS)⁵, estableciendo que dentro de las condiciones de aeronavegabilidad del sistema de lanzamiento y recuperación en condiciones normales de operación debe tener (tren de aterrizaje, airbag, paracaídas, red, etc.). Es de anotar que el proyecto VANT Solvendus liderado por la Fundación Universitaria los Libertadores, se hace necesario diseñar y construir el tren de aterrizaje para que cumpla los requisitos legales de operación.

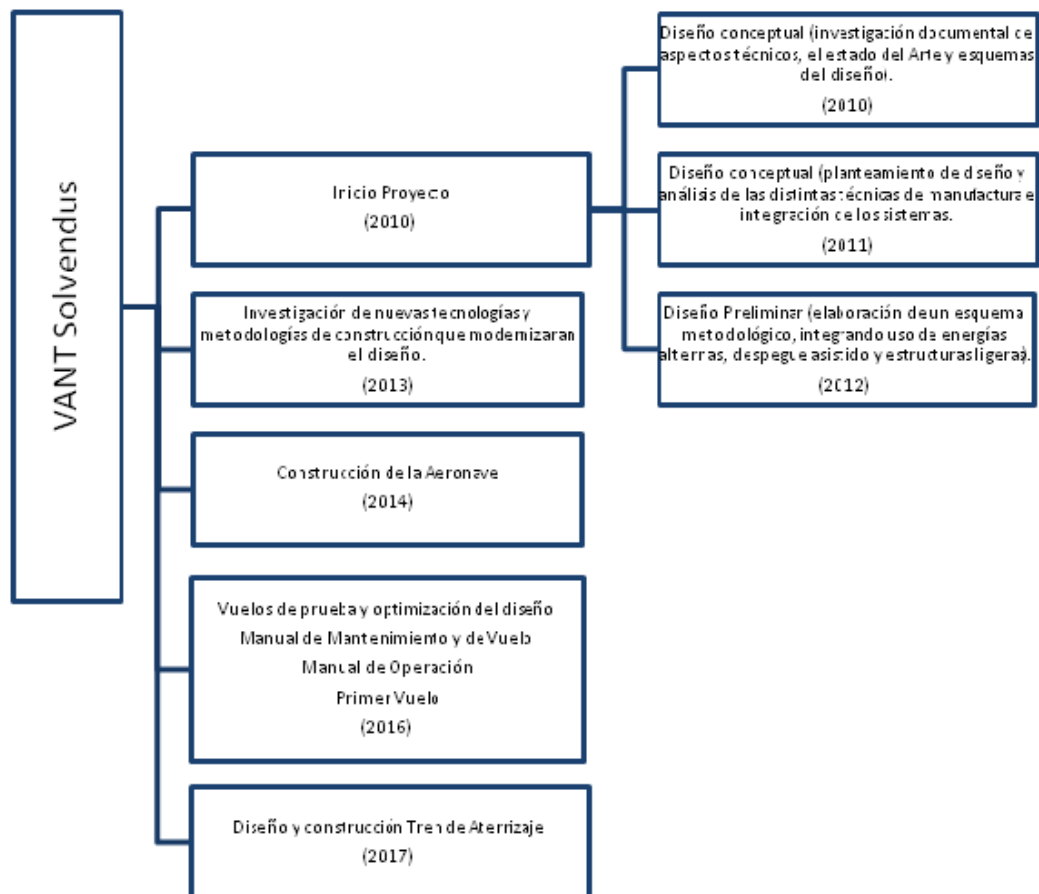
⁵REQUISITOS GENERALES DE AERONAVEGABILIDAD Y OPERACIONES PARA RPAS, Aeronáutica civil de Colombia, Circular reglamentaria N° 002. Bogotá D.C. 2015.

5. DISEÑO CONCEPTUAL DEL TREN DE ATERRIZAJE

5.1. ANTECEDENTES DEL PROYECTO

En el año 2010 se dio inicio a un proyecto ambicioso por parte de la Fundación Universitaria Los Libertadores, en la Facultad de Ingeniería, programa de Ingeniería Aeronáutica, Grupo de Investigación en Ciencias Aeroespaciales-GICA. Este proyecto denominado VANT-Solvendus, se creó con el fin de implementar la automatización de sistemas utilizados en un vehículo aéreo no tripulado a través del empleo de los materiales compuestos y de energías limpias alternas como el aprovechamiento de la energía solar.

Figura 8 Evolución aeronave VANT Solvendus



Cuadro 1 Propuestas de diseño del tren de aterrizaje

Descripción	Propuesta 1	Propuesta 2
Tipo de tren	Fijo	Fijo
Tipo Material	Aluminio	Fibra de Carbono
Sistema absorción	Resorte de compresión	Resistencia Estructural
Modo Adaptación	Tailboom	Superficie Alar
Cantidad Trenes	4	4
Cantidad Llantas	4	4
Peso total	2400 gr	500 gr

Fuente: CHARRY Ángela, Vuelos de prueba y optimización VANT Solvendus. Bogotá D.C. 2015.

5.3. REQUERIMIENTOS DE DISEÑO

El tren de aterrizaje para la aeronave VANT Solvendus, como en cualquier otra aeronave debe cumplir ciertos requerimientos de diseño los cuales permiten garantizar una correcta operación de la aeronave. A continuación en el Cuadro 2 se enumeran “por prioridad” los requerimientos que debe cumplir el tren de aterrizaje para esta aeronave.

Cuadro 2 Requerimientos de diseño

Requerimientos de Diseño (1 Muy importante, 9 Menos importante)		Descripción
1	Adaptabilidad	El tren de aterrizaje debe ser completamente adaptable a la configuración actual de la aeronave VANT Solvendus.
2	Bajo peso	Mínimo peso posible para el tren y sus componentes.
3	Absorción de energía	El tren de aterrizaje debe ser capaz de absorber gran parte de la energía cinética de la aeronave.
4	Integridad estructural	Garantizar la integridad estructural tanto de la aeronave como del tren de aterrizaje.
5	Distancia al suelo	Debe existir una distancia prudente entre las partes de la aeronave y el suelo, para evitar el contacto durante las diferentes fases de operación de la aeronave.
6	Baja resistencia aerodinámica	Mínimo coeficiente de rozamiento con el aire.
7	Estabilidad	La aeronave debe ser estable durante las fases de operación en tierra evitando el volcamiento.
8	Fabricación	Simplicidad en la fabricación de los componentes del tren de aterrizaje.
9	Mantenimiento	Mantenimiento mínimo para los componentes del tren de aterrizaje.

5.4. CONFIGURACIÓN DEL TREN DE ATERRIZAJE

El primer pasó en el proceso de diseño de un tren de aterrizaje es seleccionar la configuración del tren de aterrizaje⁶. Existen diferentes tipos de configuraciones en donde cada una de estas posee unas características propias como lo son el peso, manufactura, estabilidad y costos. En el Cuadro 3 se muestran las principales configuraciones y sus características propias.

⁶ MOHAMMAD SADRAEY, Landing Gear Design, Nashua, USA, 2015

Cuadro 3 Comparación entre las principales configuraciones para el tren de aterrizaje

	Bicycle	Tailwheel	Tricycle	Quadricycle	Multibogie
Costo	7	6	4	2	1
Peso	3	9	7	3	1
Manufactura	4	5	7	9	1
Estabilidad en el suelo	2	7	9	10	8
Estabilidad durante taxeo	3	1	8	10	9
Total	19	28	35	34	20

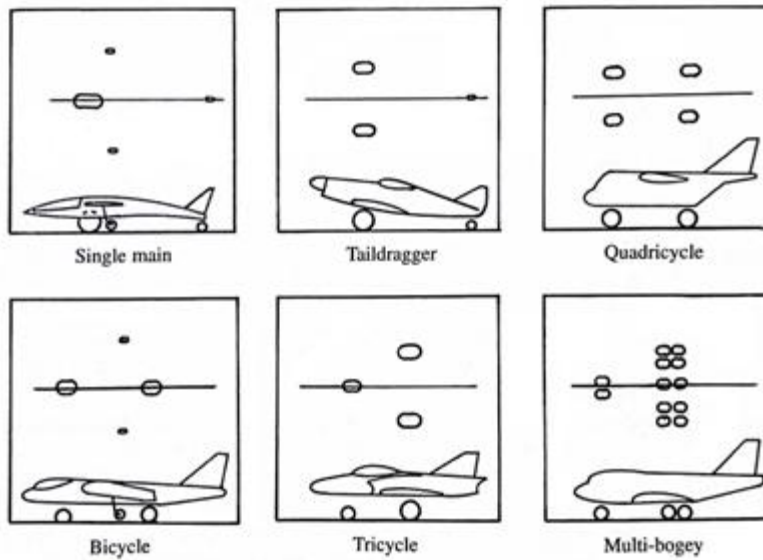
Fuente: MOHAMMAD SADRAEY, Landing Gear Design, Nashua, USA, 2015

Como se puede evidenciar en el cuadro anterior las configuraciones con mayor puntaje fueron “Tailwheel, Tricycle y Quadricycle (Patín de cola, Triciclo y cuadríciclo respectivamente)”, de ahí su gran popularidad en los aviones modernos, sin embargo la configuración Quadricycle se limita por la geometría de la aeronave y tiende a ser más pesada que las demás, mientras que “los trenes Tailwheel son cercanamente siempre más livianos que los demás trenes”⁷.

En este caso la selección de la configuración del tren de aterrizaje tuvo una gran limitante ya que la aeronave VANT Solvendus se encuentra totalmente construida por lo cual la configuración elegida debió adaptarse fácilmente a la aeronave sin requerir mayores modificaciones en la estructura de la aeronave, dada esta limitante todas las configuraciones del tren de aterrizaje a excepción de la configuración Quadricycle, no pudieron ser tenidas en cuenta ya que requerían realizar grandes modificaciones en la estructura de la aeronave lo cual iría en contra de los requerimientos de diseño planteados. De esta manera la configuración que se seleccionó para la aeronave VANT Solvendus fue la configuración Quadricycle.

⁷ROSKAM, Jan. airplane design, part I: Preliminary sizing of airplanes, Kansas, United States Of America, 1985.

Figura 10 Configuración Quadricycle

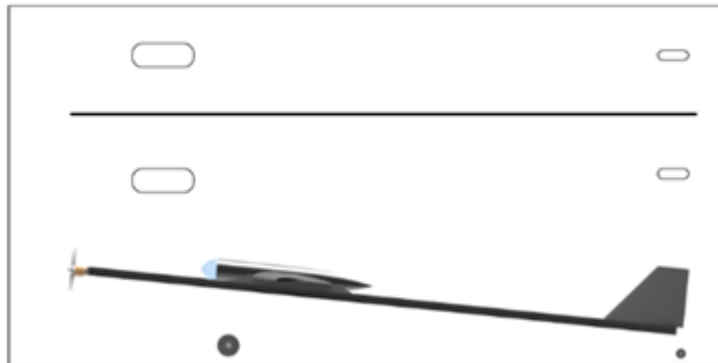


Fuente: DANIEL RAYMER, Aircraft design, A conceptual approach, Washington D.C., USA.

Una vez seleccionada la configuración, se debió añadir una modificación a dicha configuración, que permitiese disminuir una porción del peso, ya que esta tiende a ser un poco más pesada que las demás al contar con cuatro trenes.

Como se muestra en el Cuadro 3, la configuración Tailwheel se caracteriza por su bajo peso ya que el tren auxiliar es de un tamaño menor al tren principal por lo cual su peso se reduce en gran proporción. Esto se planteó como solución al elevado peso de la configuración Quadricycle, disminuyendo el tamaño de los trenes auxiliares y ubicándolos bajo los estabilizadores verticales, similar a una configuración Tailwheel.

Figura 11 Configuración para la aeronave VANT Solvendus



5.5. TIPO DE TREN

Otro aspecto importante en el diseño del tren de aterrizaje fue decidir el tipo de tren "Fijo o retráctil", estos dos tipos cuentan con varias ventajas y desventajas las cuales debieron ser evaluadas siguiendo a paso los requerimientos de diseño a fin de seleccionar el tipo de tren más óptimo para la aeronave. En el Cuadro 4 se muestran las principales ventajas y desventajas de los dos tipos de trenes.

Cuadro 4 Resumen de pros y contras entre trenes fijos y retráctiles.

Tipo de tren	Fijo	Retráctil
Resistencia aerodinámica	Alto	Mínimo
Peso	Bajo	Alto
Complejidad y costo	Bajo	Alto
Costo de mantenimiento	Insignificante	Significante

Fuente: JAN ROSKAM, Airplane design, Layout of landing gear and systems

Como se puede apreciar en el Cuadro 4, el tren fijo posee una serie de características las cuales cumplen mayormente con lo que se desea para la aeronave VANT Solvendus, en donde según los requerimientos de diseño, la prioridad en este paso es el mínimo peso posible, por lo que un tren fijo fue seleccionado, aun cuando este genera una resistencia aerodinámica mayor, esto sin embargo afectaría mínimamente la Aeronave ya que esta vuela a bajas velocidades.




6. SELECCIÓN DEL MATERIAL

La aeronave VANT Solvendus como proyecto innovador de la Ingeniería Aeronáutica en Colombia, uno de sus principios fundamentales está basado en la utilización de materiales compuestos, por lo que el material utilizado para la fabricación del tren de aterrizaje debe ser exclusivamente en material compuesto que permita continuar con la innovación del proyecto.

6.1. FIBRA DE REFUERZO

Como primer paso se seleccionó el tipo de fibra de refuerzo, en base a las diferentes fibras existentes en el laboratorio y que han sido utilizadas anteriormente en la construcción del proyecto VANT Solvendus, ver Cuadro 5.

Cuadro 5 Fibras disponibles laboratorio

Tipo de Fibra	Textura
HexForce™ 282, CarbonFabric WarpYarn - 3K Carbon, 33MSI	
HexForce™ 7533, FiberGlassFabric WarpYarn – ECG 75 ½	
HexForce™ 353, AramidFabric WarpYarn - Kevlar® 49, 1140 denier	

El proyecto VANT Solvendus ha sido diseñado y construido en gran mayoría con fibra de carbono HexForce™ 282, con las siguientes características mostradas en el Cuadro 6.

Cuadro 6 Características fibra HexForce™ 282

HexForce™ 282, CarbonFabric	
WarpYarn	3K Carbon, 33MSI
FillYarn	3K Carbon, 33MSI
FabricWeight, Dry	5.80 oz/yd ² , 197 g/m ²
FabricThickness	10.10 mil, 0.26 mm

Fuente: HexForce®, Product data, HexForce 282. Stamford. 2015.

Esta fibra de Carbono posee muy buena resistencia mecánica y es usada principalmente en aplicaciones estructurales, su tejido Twill 2x2 le da la capacidad de adaptarse a geometrías complejas, es compatible con la mayoría de sistemas de resinas.⁸

El tejido de fibra de carbono 3K Twill es el tejido más popular en la industria de automóviles, aplicaciones marina, aeroespaciales y deportivas. El tejido de fibra de carbono Twill ofrece una mayor adaptación en geometrías complejas y una ligera ventaja en la humectación de la resina. Este tejido puede reforzar cualquier proyecto y al mismo tiempo añadir un peso mínimo, con sólo tres capas son comúnmente utilizadas para producir piezas no estructurales.⁹

Figura 12 Fibra de carbono 3k disponible laboratorio



⁸QUADCARBON S.A.S., Especialistas en materiales compuestos. Bogotá D.C. 2017

⁹CAROLINA LLANO, Fibra de Carbono, Presente y futuro de un material revolucionario. 2017.

Para el diseño y construcción del tren de aterrizaje, se decidió continuar usando la fibra de carbono HexForce™282. Alineados a los objetivos del proyecto, se descartó el uso de otros materiales como el aluminio o el acero ya que no estarían dentro de los objetivos del proyecto.

6.2. MATRIZ DEL MATERIAL

La matriz utilizada para la fabricación de la aeronave VANT Solvendus fue la resina Colrepox 6090 / Endurecedor Colrepox 1956. Por tanto se continuó utilizando la misma resina para la fabricación del tren de aterrizaje. Sus características se nombran en el Cuadro 7 y Cuadro 8.

Cuadro 7 Características resina

	Resina 6090 A	Endurecedor 1956 B
Apariencia	Color blanco pastel	Transparente
Viscosidad a 25°	1250 – 1260 mPa	200- 500 mPa
Densidad a 20 °	1.1 g/cm ³	0.94 g/cm ³

Fuente: QUADCARBON S.A.S., Resinas y aditivos. Bogotá D.C. 2016.

Cuadro 8 Características de la mezcla

Características de la mezcla	
Tiempo de uso para 500 gr de mezcla a 25°	40 – 60 sin carga 80 – 100 con carga
Proporción de la mezcla	100 / 20 (resina / endurecedor)
Tiempo de desmolde	24 horas
Resistencia a la compresión sin carga	8.740 Psi

Fuente: QUADCARBON S.A.S., Resinas y aditivos. Bogotá D.C. 2016.

6.3. CANTIDAD DE CAPAS DE FIBRA DE REFUEZO

Para determinar el número óptimo de capas de fibra de carbono para el tren de aterrizaje, se procedió en base a un ensayo experimental a flexión, sobre una serie de probetas de diferente cantidad de capas; de esta forma se buscó conocer el comportamiento elástico y de rigidez según el número de capas usadas.

Cuadro 9 Orientación de las fibras

Número de Capa	Probeta 1	Probeta 2	Probeta 3	Probeta 4	Probeta 5
1	0°/90°	0°/90°	0°/90°	0°/90°	0°/90°
2	-45°/45°	-45°/45°	-45°/45°	-45°/45°	-45°/45°
3	0°/90°	0°/90°	0°/90°	0°/90°	0°/90°
4	0°/90°	-45°/45°	-45°/45°	-45°/45°	-45°/45°
5	45°/45°	-45°/45°	0°/90°	0°/90°	0°/90°
6	0°/90°	0°/90°	0°/90°	-45°/45°	-45°/45°
7		-45°/45°	-45°/45°	-45°/45°	0°/90°
8		0°/90°	0°/90°	0°/90°	0°/90°
9			-45°/45°	-45°/45°	-45°/45°
10			0°/90°	0°/90°	0°/90°
11				-45°/45°	-45°/45°
12				0°/90°	0°/90°
13					-45°/45°
14					0°/90°

Fuente: PETER MORGAN, Carbon Fibers and Their Composites, Taylor & Francis Group. 2005.

Se procedió a construir cinco probetas de fibra de carbono, de diferente cantidad de capas y orientación de las fibras como se observa en el Cuadro 9.

Fotografía 1 Corte de láminas de fibra de carbono



Realizado el correspondiente corte de las láminas de fibra de carbono, se preparó y aplicó la resina manualmente sobre cada una de las capas, eliminado el exceso de la misma aplicando presión.

Fotografía 2 Preparación y aplicación de la resina

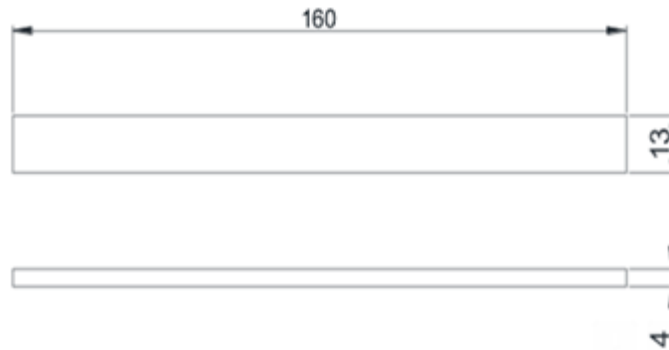


Fotografía 3 Aplicación de presión y corte de probetas



En la elaboración de las probetas, se cumplieron las dimensiones establecidas de acuerdo a la norma ASTM D7264 (prueba estándar a flexión para materiales compuestos). Ver Figura 13.

Figura 13 Dimensiones probetas ASTM D7264

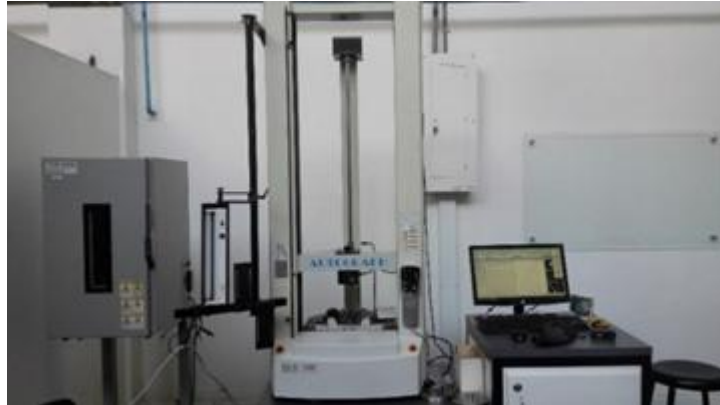


Fuente: LABORATORIO INTERFACULTADES DE ENSAYOS MECÁNICOS, Universidad Nacional de Colombia, Bogotá D.C. 2017.

Una vez terminado la elaboración de las probetas, se procedió a realizar en el Laboratorio Interfacultades de Ensayos Mecánicos en la Universidad Nacional de Colombia. El ensayo de Flexión realizado el día 23 de enero del año 2017, sobre las probetas de fibra de Carbono, fue desarrollado bajo las metodologías definidas en el numeral 11 de la Norma ASTM D7264. “Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials.

Las condiciones atmosféricas en el momento de realizar el ensayo de Flexión: fueron: Humedad Relativa 49,5 % y Temperatura 21°C. Se implementó una celda de carga de 1KN, la velocidad del equipo se programó a 1mm/min.

Fotografía 4 Máquina Universal de Ensayos



El ensayo se realizó en una Máquina Universal de Ensayos marca Shimadzu® 5kN, con certificado de calibración No. 4625 expedido por el laboratorio de calibración ICCLAB, en el mes de Diciembre del 2015. La incertidumbre máxima asociada a esta calibración, para la celda de carga de 1KN, fue de 1,2 N o 0,14 % de la carga total. El instrumento con el que se registró el espesor y ancho de las probetas, fue un micrómetro análogo con una resolución de 0,001 mm, marca Mitutoyo.

Fotografía 5 Medición de probetas



Cuadro 10 Dimensiones de las probetas

Probeta	Cantidad de Láminas	Espesor (mm)	Ancho (mm)	Longitud entre soportes (mm)
P - 1	6	1.184	13.950	129
P - 2	8	1.1553	13.281	129
P - 3	10	2.286	13.386	129
P - 4	12	2.455	13.194	129
P - 5	14	3.047	13.393	129

Las medias indicadas para cada probeta son de 13mm x160mm, de acuerdo a la norma ASTM D7264. En las mediciones anteriores los valores del ancho varían, toda vez que los cortes de las probetas se realizaron de forma manual y no con herramientas de precisión, la cual tienden a generar diferencias milimétricas. El valor de las medidas del espesor de las probetas varía de forma ascendente por el motivo de la cantidad de capas que posee cada probeta.

Posterior a la toma de medidas de cada probeta, se procedió a realizar la prueba a flexión. En la Fotografía 6 se muestra la instalación de una de las probetas y su comportamiento durante el ensayo.

Fotografía 6 Ensayo de flexión



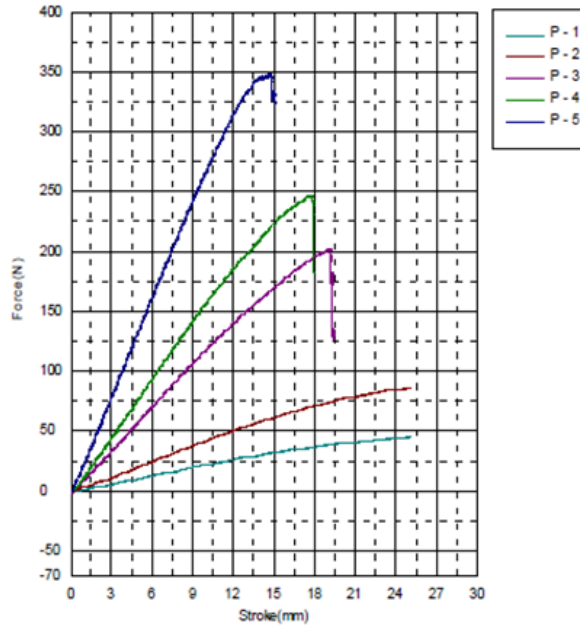
Se realizó este ensayo para cada una de las probetas, obteniendo gráficamente el comportamiento del material en función del desplazamiento del cabezal y el esfuerzo vs la deformación, generadas durante el ensayo a flexión. Cabe resaltar que las probetas P-1 y P-2, presentaron un comportamiento altamente flexible por lo que el resultado obtenido no fue considerado fiable, por tanto no fue posible tenerlo en cuenta en el análisis de los resultados.

Gráfico 1 Desplazamiento Vs Fuerza



DIRECCIÓN DE LABORATORIOS

Código: B-LIF-001-FT-10.002.003
Versión: 0.0
Página 5 de 6
Fecha de elaboración: 2016/Enero/25
Cotización No: LABIEM-2827-002-17



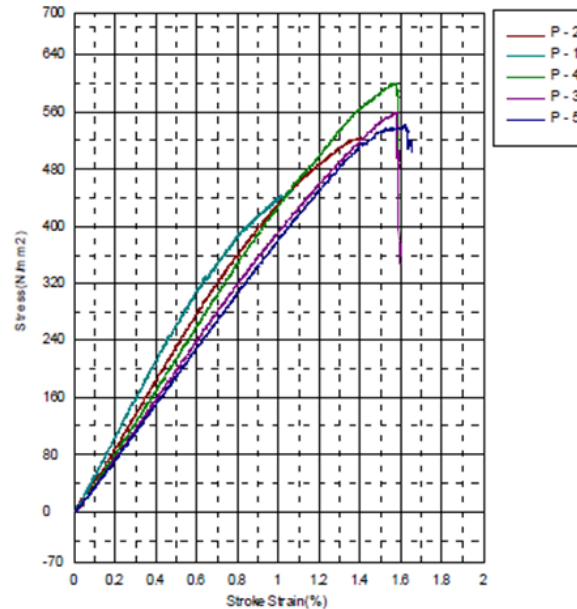
Fuente: Informe de ensayo. Laboratorio interfacultades de ensayos mecánicos, Universidad Nacional de Colombia, Bogotá D.C. 2017.

Se logró evidenciar gráficamente el comportamiento de las probetas a una fuerza aplicada; como se puede observar las probetas P-1 y P-2 no llegaron a punto de fractura ya que son demasiado flexibles por tanto ese número de capas no es ideal para fabricar una pieza estructural, por otra parte las probetas P-3, P-4 y P-5 se observó un comportamiento más rígido del material aumentando proporcionalmente según el número de capas.

Gráfico 2 Deformación Vs Esfuerzo



Código: B-LIF-001-FT-10.002.003
Versión: 0.0
Página 6 de 6
Fecha de elaboración: 2016/Enero/25
Cotización No: LABIEM-2827-002-17



Fuente: Informe de ensayo. Laboratorio interfacultades de ensayos mecánicos, Universidad Nacional de Colombia, Bogotá D.C. 2017.

Adicionalmente se analizó el comportamiento de cada una de las probetas según el esfuerzo máximo que estas soportaron antes de llegar a la fractura, (Ver Gráfico 2), como se puede observar la probeta P-4 resistió el esfuerzo máximo, mientras que la probeta P-5 la cual posee un número mayor de capas, falló ante un esfuerzo mucho menor. A continuación indicaremos mediante el Cuadro 11, los resultados obtenidos durante el ensayo a flexión de cada una de las probetas.

Cuadro 11 Resultados ensayo a flexión

Probeta	Fuerza Máx.(N)	Desplazamiento Máx. (mm)	Esfuerzo Máx. (N/mm²)	Deformación Máx. (%)	Módulo de Elasticidad (N/mm²)
P - 1	45.9	24.95	454.2	1.07	54129.4
P - 2	87.3	24.95	527.3	1.40	49284.7
P - 3	203.0	19.10	561.6	1.57	37006.9
P - 4	247.6	17.56	602.6	1.55	43400.4
P - 5	348.9	14.70	543.0	1.62	39214.8

Fuente: Informe de ensayo. Laboratorio interfacultades de ensayos mecánicos, Universidad Nacional de Colombia, Bogotá D.C. 2017.

De esta forma se logró concluir que a partir de un número alto de capas, en éste caso la probeta P5, con una cantidad de 14 capas, las propiedades mecánicas del material cambian y tienden a decaer, por lo que se optó por usar un máximo de 12 capas de fibra de carbono como lo indica la probeta P4, ya que allí se observó el mayor rendimiento del material.

7. DISEÑO DETALLADO DEL TREN DE ATERRIZAJE

7.1. GEOMETRÍA DEL TREN DE ATERRIZAJE

En esta fase del proceso de diseño se definieron y se calcularon las dimensiones para el tren de aterrizaje, así como la ubicación del tren principal y auxiliar. Esto teniendo en cuenta que la aeronave VANT Solvendus se encuentra ya construida en su mayoría, por lo que para esta fase de diseño se utilizaron valores reales de dicha aeronave.

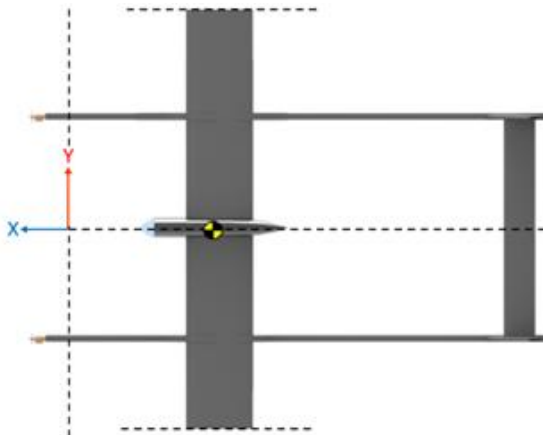
7.1.1. Centro de gravedad

Antes de iniciar con el dimensionamiento del tren de aterrizaje, se debió conocer a pleno la ubicación del centro de gravedad de la aeronave “CG”, puesto que este se utilizó como punto de referencia para definir los parámetros que se muestran a continuación.

Figura 14 Ubicación del centro de gravedad en los ejes XZ



Figura 15 Ubicación del centro de gravedad en los ejes XY



Para la aeronave VANT Solvendus, se tuvo una gran ventaja, ya que al ser una aeronave ya construida, se pudo obtener la ubicación real del centro de gravedad, además al ser una aeronave eléctrica este no presenta variación alguna durante la operación, lo que permitió llevar a cabo el proceso de diseño del tren usando datos e información más precisos. En el Cuadro 12 se muestran las distancias de ubicación del centro de gravedad en los ejes XYZ.

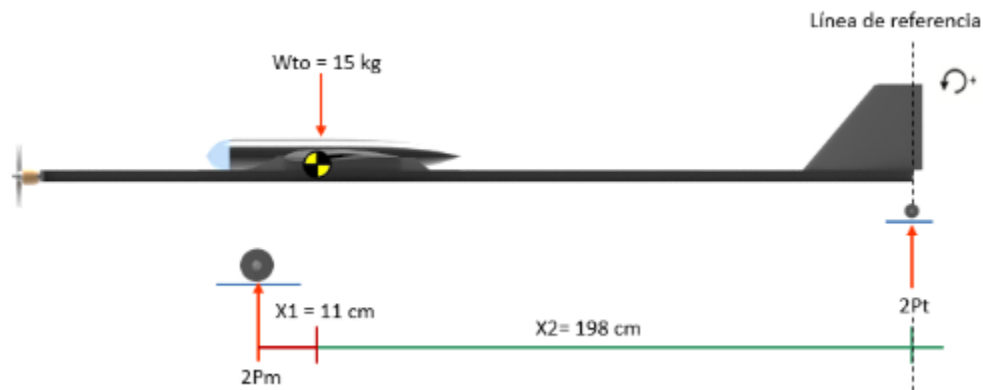
Cuadro 12 Ubicación del centro de gravedad de la aeronave VANT Solvendus

Eje de referencia	Distancia "cm"
X	117
Y	0
Z	6

7.1.2. Distancia entre el tren principal y el centro de gravedad de la aeronave

Para determinar la distancia horizontal entre el tren principal y el centro de gravedad de la aeronave, se parte de un análisis estático, asumiendo la ubicación del tren principal justo debajo del ala, delante del centro de gravedad, ya que esta zona es la más fuerte estructuralmente de todo el tailboom.

Figura 16 Reacciones en los trenes



Para dar inicio, se definió 11 cm como la distancia horizontal entre el centro de gravedad y los trenes principales, y 198 cm la distancia entre el centro de gravedad y los trenes auxiliares. Estas distancias se asumieron inicialmente en base a la ubicación de los puntos estructurales más fuertes en la aeronave, esto

sin embargo se encuentra sujeto al cálculo de las cargas estáticas en los trenes, en donde se buscó que máximo el 10% del peso de la aeronave, en posición estática, se encuentre sobre los trenes auxiliares, esto ya que se encuentran en una zona débil estructuralmente, por lo que no deberían soportar gran parte del peso de la aeronave.

Mediante un análisis estático se calcularon las reacciones en los trenes de la aeronave en posición estática, lo que permitió comprobar si las distancias asumidas anteriormente pueden ser utilizadas para el desarrollo de esta fase del proyecto.

Usando una sumatoria de momentos, como se muestra en la Ecuación 1, se calculó la reacción en el tren principal de la aeronave.

Ecuación 1 Sumatoria de momentos trenes VANT Solvendus

$$(W_{to} * X_2) - (2P_m * X_2 + X_1) = 0$$

En donde:

W_{to} : Peso estimado de la aeronave VANT Solvendus, incluyendo el tren de aterrizaje.

$2P_m$: Reacción en el conjunto de tren principal.

X_1 : Distancia horizontal entre el tren principal y el CG

X_2 : Distancia horizontal entre el tren auxiliar y el CG

De la anterior ecuación se despejó el valor $2P_m$, equivalente a la fracción de peso soportada por el conjunto de tren principal.

$$2P_m = \frac{(W_{to} * X_2)}{X_2 + X_1}$$

$$2P_m = \frac{(15 \text{ Kg} * 1.98 \text{ m})}{2.09 \text{ m}}$$

$$2P_m = 14.21 \text{ kg}$$

Para el cálculo del valor $2Pt$, equivalente a la fracción de peso soportada por el conjunto de tren auxiliar, se planteó una sumatoria de fuerzas en el eje Y.

$$\sum F_y = 0$$

Ecuación 2 Sumatoria de fuerzas en el eje Y

$$2Pm + 2Pt - Wto = 0$$

$$2Pt = Wto - 2Pm$$

$$2Pt = 15 \text{ kg} - 14.21 \text{ kg}$$

$$2Pt = 0.79 \text{ kg}$$

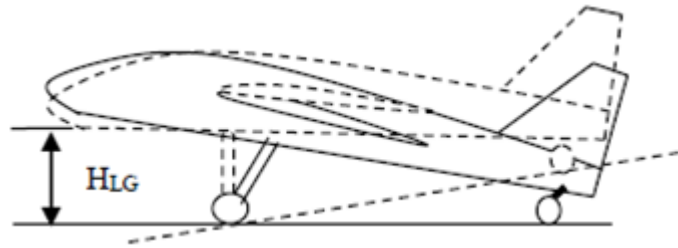
Una vez obtenidos los resultados de las reacciones presentes en el tren principal y auxiliar, se calculó la relación porcentual entre los valores $2pm$ y $2pt$, de lo cual se evidencia que la fracción de peso de la aeronave presente en el tren principal es de 94.73 % y el tren auxiliar es del 5.26 % del peso total de la aeronave, lo cual se consideró óptimo en esta fase del proyecto.

7.1.3. Altura del Tren de Aterrizaje

La altura del tren de aterrizaje en este caso H_{LG} se define como la distancia entre el suelo y estructura principal de la aeronave, y es medida cuando la aeronave se encuentra en tierra y el fuselaje horizontalmente¹⁰.

¹⁰MOHAMMAD SADRAEY, Landing Gear Design, Nashua, USA, 2015

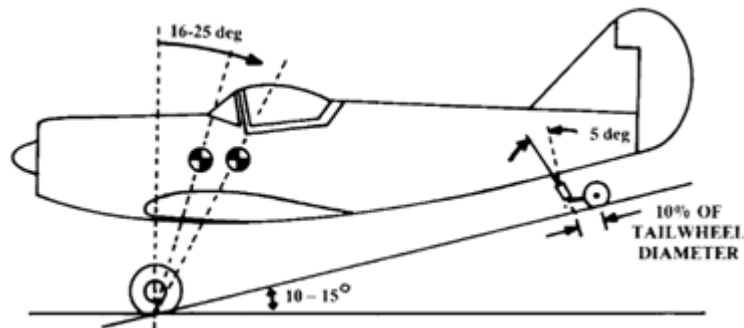
Figura 17 Altura del tren de aterrizaje para configuraciones Tailwheel



Fuente: MOHAMMAD SADRAEY, Landing Gear Design, Nashua, USA, 2015

Para definir este parámetro se debió determinar matemáticamente este valor, en base a dos requerimientos, “ground clearance criteria” y “Tip-over criteria”, en donde el primero contempla la existencia de una distancia prudente entre el suelo y el punto más bajo de la aeronave, en este caso la hélice, mientras que el segundo limita el ángulo entre la línea vertical de la rueda del tren principal y el CG.

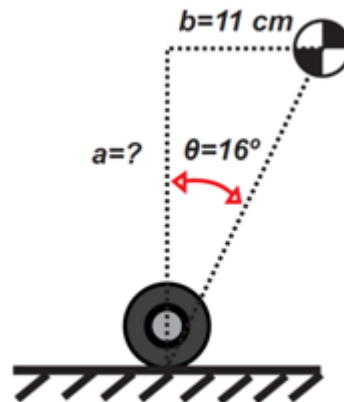
Figura 18 Taildragger landing gear



Fuente: DANIEL RAYMER, Aircraft design A conceptual approach, Washington D.C., USA.

Como se puede observar en la Figura 18, el ángulo entre el CG y la vertical de la rueda principal, se limita a 16° ya que si el CG se encuentra demasiado adelante, fuera de este valor, la nariz de la aeronave tiende a irse hacia el suelo, caso contrario en donde el CG se encuentre atrasado fuera de este valor, la aeronave tiende a girar fuera de control¹¹, durante las fases de carreteo y despegue. Para el cálculo de la altura H_{LG} se analizó mediante un triángulo rectángulo Ver Figura 19, en donde conocemos un cateto opuesto y un ángulo.

Figura 19 Triangulo rectángulo tren de aterrizaje principal



Conociendo estos dos valores se hayo el segundo cateto mediante la siguiente función tangente.

Ecuación 3 Función tangente

$$\tan \theta = b/a$$

$$a = \frac{b}{\tan \theta}$$

$$a = 11 \text{ cm} / \tan 16^\circ$$

$$a = 38.36 \text{ cm}$$

¹¹ DANIEL RAYMER, Aircraft design A conceptual approach, Washington D.C., USA, 2002.

Este valor hallado $a=38.36$ cm, se entiende entonces como la distancia vertical entre el centro de gravedad y el suelo, sin embargo para conocer el valor deseado H_{LG} se resta la distancia existente entre el centro de gravedad y el punto más bajo de la estructura principal de la aeronave.

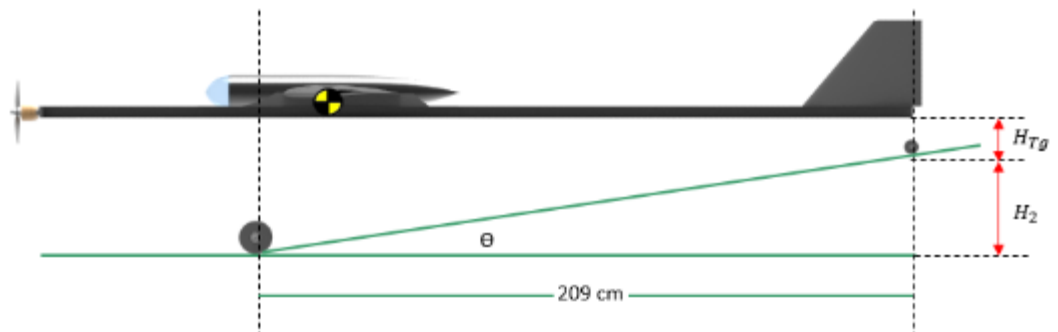
$$H_{LG} = 38.36 \text{ cm} - 6 \text{ cm}$$

$$H_{LG} = 32.36 \text{ cm}$$

7.1.4. Altura del Tren Auxiliar

Debido a la configuración propia del tren principal, se debió calcular inicialmente la altura de los trenes auxiliares siguiendo el parámetros mostrados en la Figura 18, donde se observa que el ángulo entre el suelo y la línea de referencia entre la base de las ruedas de los trenes debe oscilar entre 10° a 15° . Sin embargo debido a la configuración inusual de la aeronave, al calcular esta altura, el resultado se encuentra fuera de rango ya que indica que la altura entre la rueda y el suelo H_2 es mayor que la altura del tren principal, dicho de otra manera no es posible cumplir este requerimiento.

Figura 20 Altura tren auxiliar



El no poder calcular la altura del tren auxiliar según el requerimiento anterior, implicó establecer una altura basada en un parámetro diferente, en donde buscamos que cuando la aeronave se encuentre reposada en sus trenes, el ángulo θ , ver Figura 20 no sea mayor al ángulo de pérdida del perfil aerodinámico de la aeronave, ya que esto dificultaría que la aeronave se levante al realizar un despegue desde el suelo.

Previamente en una investigación realizada por estudiantes de la Fundación Universitaria Los Libertadores, en donde se analizó el perfil aerodinámico de la aeronave VANT Solvendus, Eppler 212, se determinó que el ángulo de pérdida es de 10° ¹². De esta manera nuestro ángulo θ no debería superar este valor, para esto establecimos una altura para el tren auxiliar H_{Tg} de un tercio la altura del tren principal H_{LG} y calculamos el correspondiente ángulo θ , ver Figura 20.

Ecuación 4 Altura del tren auxiliar

$$H_{Tg} = \frac{1}{3} H_{LG}$$

$$H_{Tg} = \frac{1}{3} 32.36 \text{ cm}$$

$$H_{Tg} = 10.7 \text{ cm}$$

Ecuación 5 Función tangente para tren auxiliar

$$\theta = \tan^{-1} \frac{H_2}{209 \text{ cm}}$$

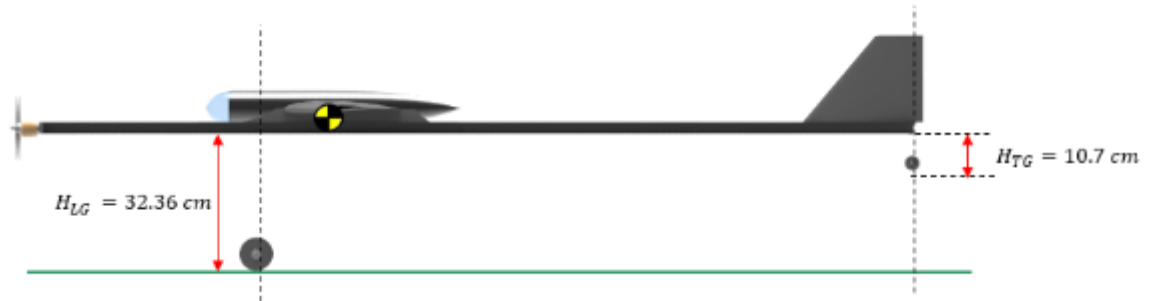
$$\theta = \tan^{-1} \frac{32.36 \text{ cm} - 10.7 \text{ cm}}{209 \text{ cm}}$$

$$\theta = 5.9^{\circ}$$

Conocido el valor del ángulo θ , y al ser este inferior a los 10° se determinó que la altura del tren auxiliar $H_{Tg} = 10.7 \text{ cm}$ es óptima para nuestro diseño propuesto.

¹²ARIZA SEBASTIÁN, FIGUEREDO DAVID, HERNÁNDEZ JESICA, Diseño detallado y construcción de la aeronave VANT Solvendus, Fundación Universitaria Los Libertadores. Bogotá D.C. 2014.

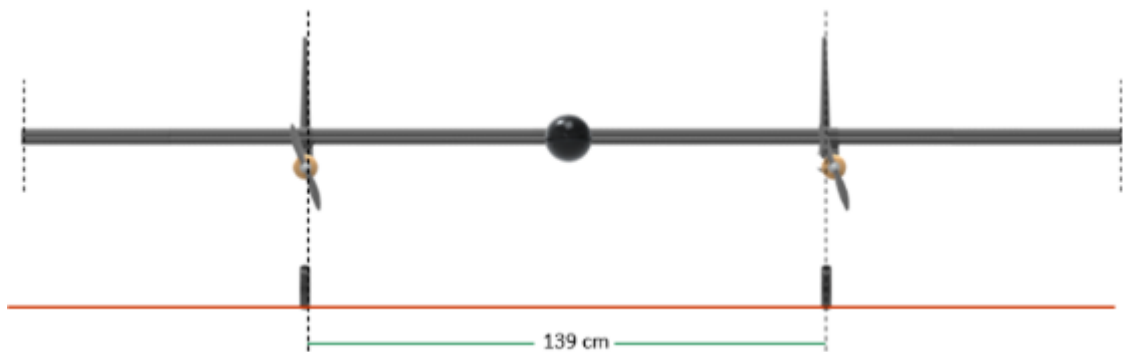
Figura 21 Altura tren de aterrizaje



7.1.5. Distancia frontal entre trenes

Para determinar la distancia frontal entre los trenes, se asumió inicialmente la ubicación de los trenes justo debajo de los tailboom, ya que en dicha zona no se generaría momento de torsión sobre el tailboom. De esta forma la distancia frontal entre los trenes sería de 139 cm, como se observa en la Figura 22.

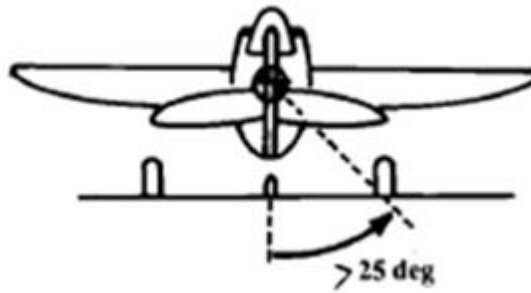
Figura 22 Distancia frontal entre trenes



Sin embargo esta distancia está limitada bajo el parámetro de diseño que indica que debe existir un ángulo mayor a 25° , entre la rueda y la referencia vertical del centro de gravedad, Ver Figura 23, previniendo que la aeronave se vuelque¹³.

¹³DANIEL RAYMER, Aircraft design A conceptual approach, Washington D.C., USA, 2002.

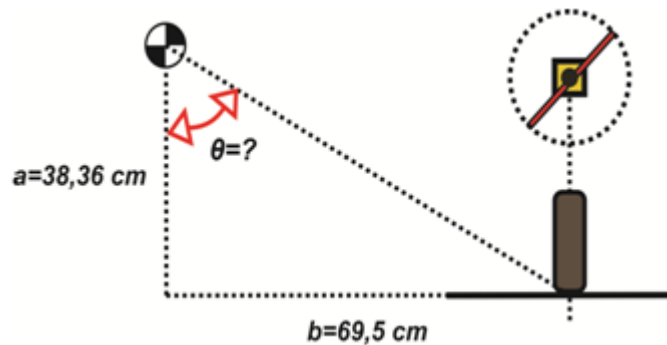
Figura 23 Angulo frontal



Fuente: DANIEL RAYMER, Aircraft design A conceptual approach, Washington D.C., USA.

Para determinar si la distancia asumida como distancia entre ejes, cumple con el anterior requerimiento, se calculó el ángulo entre la rueda y la referencia vertical del centro de gravedad, planteando un triángulo rectángulo, según la Figura 24, y hallando el ángulo θ mediante la función tangente.

Figura 24 Triangulo ángulo θ



Ecuación 6 Función tangente para triangulo frontal

$$\tan \theta = b/a$$

$$\theta = \tan^{-1} b/a$$

$$\theta = \tan^{-1} 69.5/38.36$$

$$\theta = 61.1^\circ$$

De esta manera se conoció que el ángulo θ posee un valor mayor a 25° , cumpliendo así con el requerimiento anterior, por tanto la distancia y ubicación entre ejes planteada inicialmente se tomó como viable ya que no afectaría la estabilidad de la aeronave.

7.1.6. Diámetro de las ruedas

Continuando con el proceso de diseño, se debió estimar un diámetro óptimo para las ruedas, sin embargo es importante mencionar que para este tipo de aeronave no existen valores de referencia alguna que permitan determinar las dimensiones de las ruedas, por la cual se procedió a determinar este valor en base a pruebas experimentales, teniendo como limitante principal el peso y deformación de la rueda. Para realizar estas pruebas se contó con tres tipos de ruedas disponibles en la Universidad, con las siguientes características, ilustradas en el Cuadro 13.

Cuadro 13 Características ruedas

Elemento	Fabricante	Diámetro (in)	Material	Peso (gr)
Rueda 1	DU-BRO	3-1/4	Espuma	50
Rueda 2	DU-BRO	3-1/2	Espuma	61
Rueda 3	DU-BRO	6	Espuma	245

Este experimento consistió en someter las ruedas anteriormente indicadas, a una fuerza equivalente a la fracción de peso de la aeronave soportada por uno de los trenes en posición estática. Esto con el objetivo de conocer el comportamiento de deformación de cada una de las ruedas.

Ya que calculamos anteriormente el valor $2P_m$, equivalente al peso soportado por los trenes principales, calculamos la fuerza soportada por un solo tren, la cual en este caso sería la mitad del valor $2p_m$ ($P_m = 7.105 \text{ kg}$).

Cuadro 14 Fuerzas en cada componente

Componente	Peso (kg)	Fuerza (N)
Tren Principal derecho	7.105	69.629
Tren Principal izquierdo	7.105	69.629
Tren Auxiliar derecho	0.395	3.871
Tren Auxiliar izquierdo	0.395	3.871

Para poder realizar este experimento se requirió construir un banco de pruebas que permitiese aplicar esta fuerza, la cual en este caso, corresponde a un peso de prueba de 7.1kg sobre el eje de la rueda.

Fotografía 7 Corte y lijado de madera para banco de pruebas



Fotografía 8 Ensamblaje del banco y su soporte



Fotografía 9 Ensamblaje final banco de pruebas



Se sometieron las tres diferentes ruedas a la carga indicada anteriormente, con el fin de poder determinar la compresión del radio de cada rueda, así como el porcentaje de compresión del radio respecto al radio inicial, En el Cuadro 15 se observan los resultados obtenidos.

Cuadro 15 Resultados prueba compresión ruedas

Elemento	Radio (cm)	Radio Comprimido (cm)	Porcentaje de compresión del radio (%)
Rueda 1	4.13	3.7	10.4
Rueda 2	4.44	4	9.9
Rueda 3	7.62	7	8.1

Fotografía 10 Ruedas 6 in y 3 1/2 in



Fotografía 11 Rueda 3 1/4 in



Según los resultados, se pudo deducir que entre mayor sea el porcentaje de compresión del radio, mayor es la deformación en la rueda; por lo tanto pierde la forma circular y dificulta el giro de la rueda, a su vez se evidenció que el porcentaje de deformación del radio disminuye proporcionalmente al usar ruedas de gran tamaño. Sin embargo si se usaran ruedas de gran tamaño implicaría un mayor peso del elemento, afectando directamente uno de los requerimientos del proyecto. De esta manera el tamaño óptimo para la rueda sería aquella que ofrezca el menor peso y el menor porcentaje de deformación del radio. En base a lo anterior se consultaron los pesos para los diferentes tamaños de ruedas del fabricante Dubro, ver Cuadro 16.

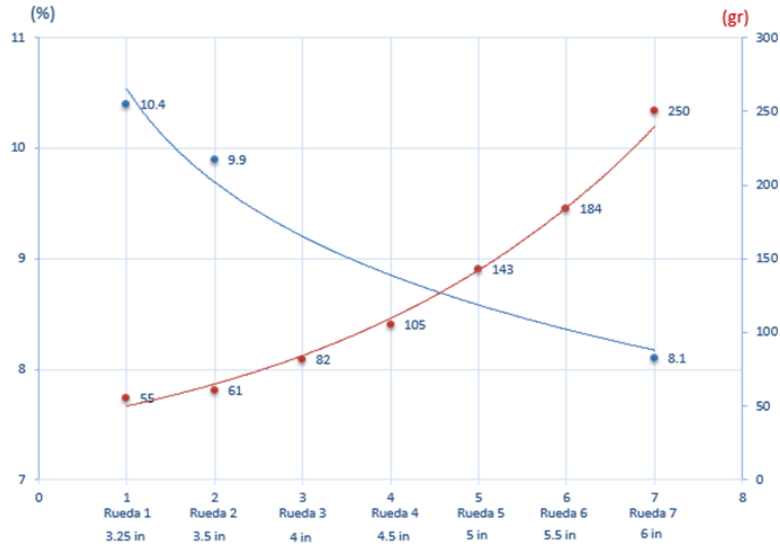
Cuadro 16 Peso de diferentes ruedas Dubro

Elemento	Diámetro Rueda (in)	Peso (gr)
Rueda 1	3 ¼	50
Rueda 2	3.5	61
Rueda 3	4	82
Rueda 4	4.5	105
Rueda 5	5	143
Rueda 6	5.5	184
Rueda 7	6	245

Fuente: DU-BRO RC, Treaded light weight wheels, Wauconda, IL. 2017.

De esta forma usando los valores obtenidos experimentalmente y los valores dados por el fabricante, se realizó un gráfico de tendencia del porcentaje de compresión del radio, junto con el gráfico de tendencia de peso de las ruedas, como se ilustra en el Gráfico 3.

Gráfico 3 Tendencia peso – porcentaje compresión radio



Según el gráfico realizado, se pudo observar que el punto donde se cruzan las dos gráficas, indica el menor peso del elemento y menor porcentaje de deformación del radio; es decir el diámetro óptimo de la rueda debería ser 4.75 pulgadas, sin embargo este tamaño de rueda no existe comercialmente por lo que concluimos que el diámetro que debe tener la rueda sería 4.5 o 5 pulgadas.

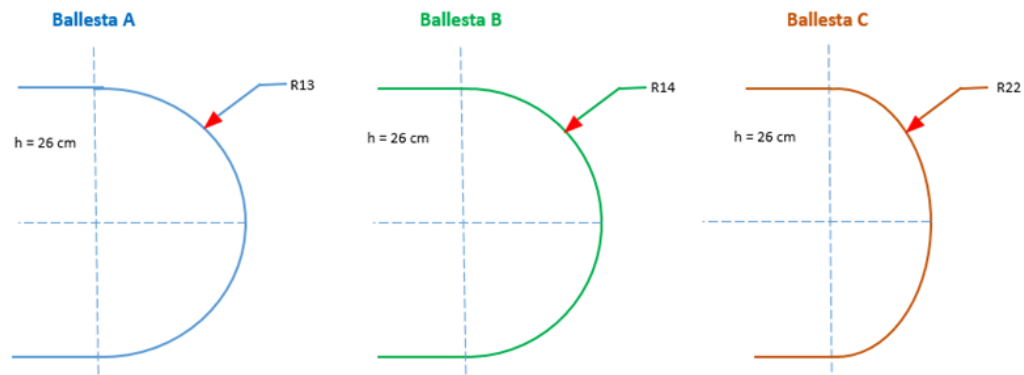
7.2. TREN PRINCIPAL

El tren de aterrizaje principal debe absorber el impacto y suavizar el movimiento que se genera durante el aterrizaje.¹⁴ De esta forma se requirió diseñar un tren principal para la aeronave VANT Solvendus que permitiese disipar la energía de impacto durante el aterrizaje. Sin embargo debido a la restricción de peso de los componentes, la única opción posible es aquella en la cual el mismo material con que se encuentra construido el dispositivo, se encargue de la disipación de energía.

¹⁴Raymer, Óp. cit.,p. 233

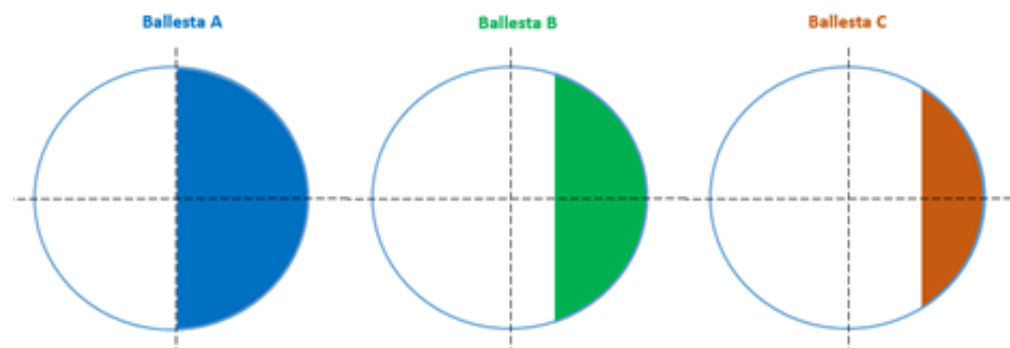
Dicho de esta manera se planteó un dispositivo curvo tipo ballesta de 4 cm de ancho para el tren principal, teniendo en cuenta que este recibe la totalidad de la energía al momento en que la aeronave aterriza; para este caso se planteó el diseño de tres tipos de ballestas curvas con diferentes curvaturas cada una, ver Figura 25, con el fin de realizar una serie de pruebas experimentales para elegir cuál de las ballestas muestra un mejor comportamiento estático y dinámico.

Figura 25 Geometría ballestas



Estas diferentes curvaturas provienen de dividir una circunferencia en tres partes, ver Figura 26.

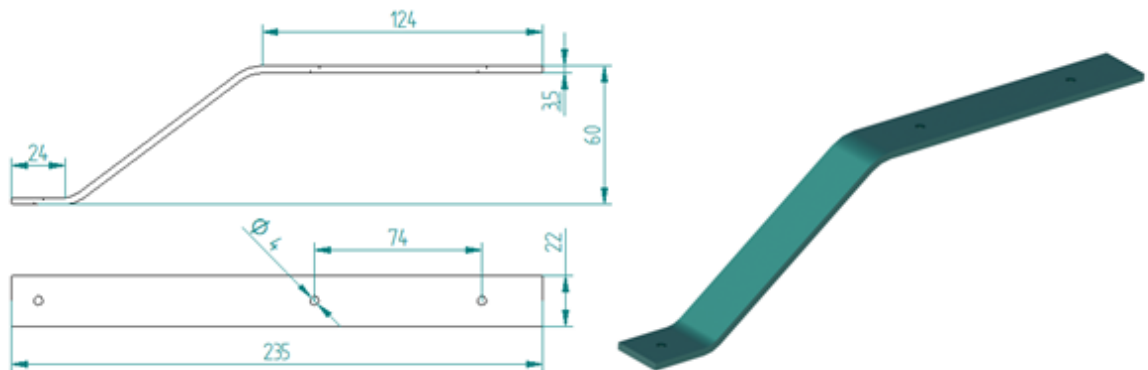
Figura 26 Curvatura de ballesta



7.3. TREN AUXILIAR

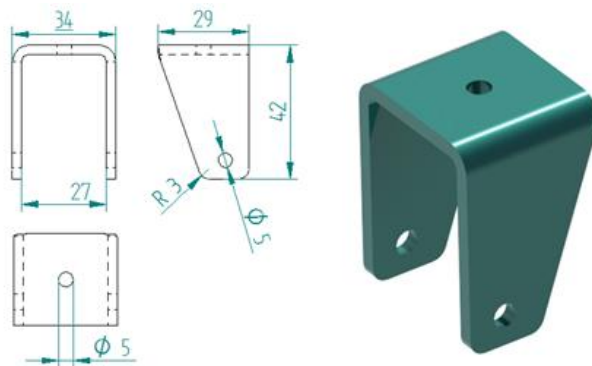
Para el diseño del tren auxiliar se tuvo en cuenta las dimensiones establecidas geoméricamente en el numeral 7.1.4, así como la adaptabilidad de la pieza a la estructura de la aeronave. Esta pieza se compone de un cuerpo principal, representado en la Figura 27.

Figura 27 Cuerpo principal del tren auxiliar



Junto a la pieza principal del tren auxiliar se diseñó un tenedor, el cual permite alojar adecuadamente la rueda y así mismo permite sujetarla al cuerpo principal.

Figura 28 Tenedor tren auxiliar



Cabe mencionar que en los objetivos del proyecto no se contempla la capacidad de giro de las ruedas, toda vez que la aeronave no tendría operación en tierra, sin

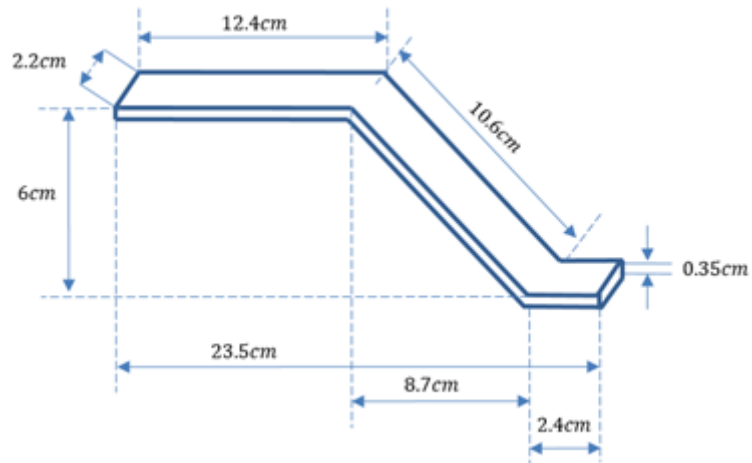
embargo el diseño propuesto anteriormente del tren auxiliar, permite que a futuro se pueda realizar una leve modificación permitiendo así el direccionamiento en tierra de la aeronave.

Figura 29 Render tren auxiliar



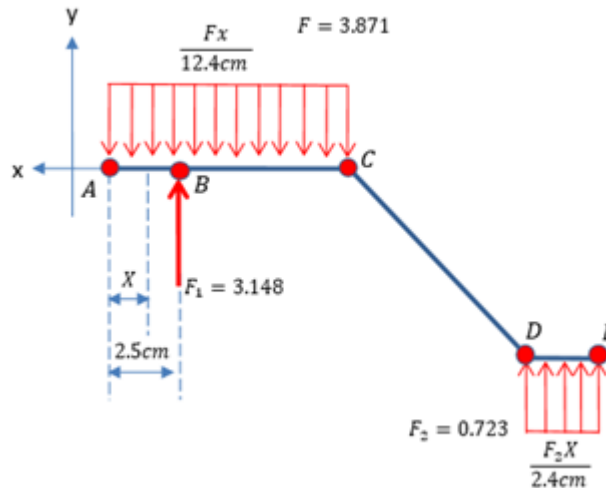
Para finalizar con el diseño de las piezas del tren auxiliar se debió calcular teóricamente los esfuerzos presentes en estas piezas al ejercerse una fuerza determinada sobre ellas. Se realizó el cálculo individualmente para cada una de las piezas, iniciando por el cuerpo del tren auxiliar.

Figura 30 Dimensiones cuerpo patín



Para la realización de estos cálculos se dividió la pieza en tres tramos AB BC CD y DE, (Figura 31) así como se asumió una fuerza aplicada de 3.871 N, equivalentes a la fracción del peso de la aeronave que se transfiere a esta pieza.

Figura 31 Tramos patín de cola



Se hizo el cálculo de las fuerzas de reacción presentes en la pieza, esto mediante una sumatoria de fuerzas y momentos.

Ecuación 7 Sumatoria de fuerzas en cuerpo tren auxiliar

$$\sum F = 0 \quad -F + F_1 + F_2 = 0$$

En donde:

F: Fuerza principal aplicada sobre la pieza

F1: Reacción producida por un punto de sujeción por tornillo

F2: Reacción producida en el tramo DE donde se sujeta el cuerpo a la siguiente pieza.

Ecuación 8 Sumatoria de momentos en cuerpo tren auxiliar

$$\sum M_1 = 0 \quad -F(0.161) + F_1(0.198) = 0$$

$$-(3.871)(0.161) + F_1(0.198) = 0$$

$$-(0.6232) + F_1(0.198) = 0$$

$$F_1 = \frac{(0.6232)}{(0.198)}$$

$$F_1 = 3.148$$

$$\sum M_2 = 0 \quad -F(0.037) + F_2(0.198) = 0$$

$$-(3.871)(0.161) + F_2(0.198) = 0$$

$$-(0.1432) + F_2(0.198) = 0$$

$$F_2 = \frac{(0.1432)}{(0.198)}$$

$$F_2 = 0.723$$

Se procedió a realizar un análisis del tramo AB, logrando así determinar una ecuación que representa la distribución de fuerzas y momentos en este tramo de la pieza.

Ecuación 9 Sumatoria de fuerzas AB Tg

$$\sum F = 0 \quad -\frac{(3.871)x}{0.124} - V = 0 \quad V = -\frac{(3.871)x}{0.124} \quad V = -31.21X$$

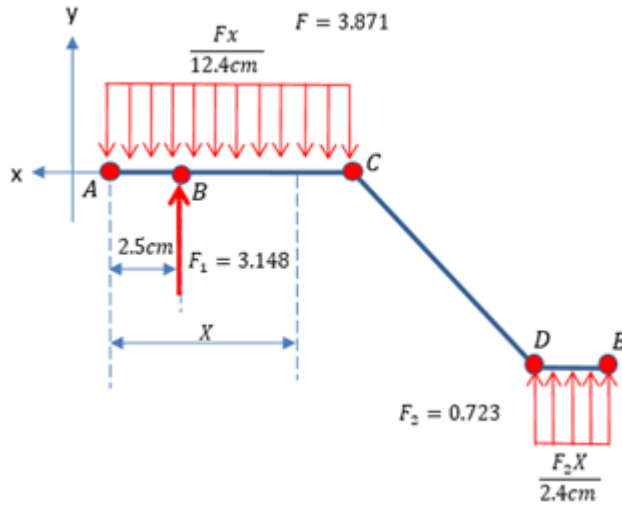
En donde:
 F: Fuerza aplicada
 X: distancia al punto de aplicación.

Ecuación 10 Sumatoria de momentos AB Tg

$$\sum M = 0 \frac{(3.871)x}{0.124} * \frac{x}{2} + M = 0 \quad M = -(15.60)x^2$$

Posteriormente se realizo el mismo procedimiento para el siguiente tramo, BC. Ver Figura 32.

Figura 32 Tramo BC patín



Ecuación 11 Sumatoria de fuerzas BC Tg

$$\sum F = 0 \quad -\frac{(3.871)x}{0.124} + 3.148 - V = 0 \quad V = -31.217x + 3.148$$

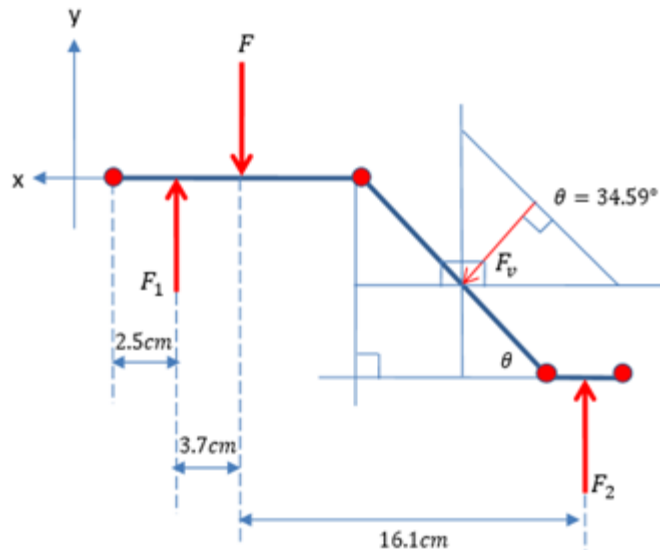
Ecuación 12 Sumatoria momentos BC Tg

$$\sum M = 0 \frac{(3.871)x}{0.124} * \frac{x}{2} - (3.148)(x - 0.025) + M = 0$$

$$M = -15.60x^2 + 3.148x - 0.0787$$

Nuevamente se realizo este procedimiento para el siguiente tramo CD. Ver Figura 33

Figura 33 Tramo CD patín



$$D = \sqrt{(0.060m)^2 + (0.087m)^2}$$

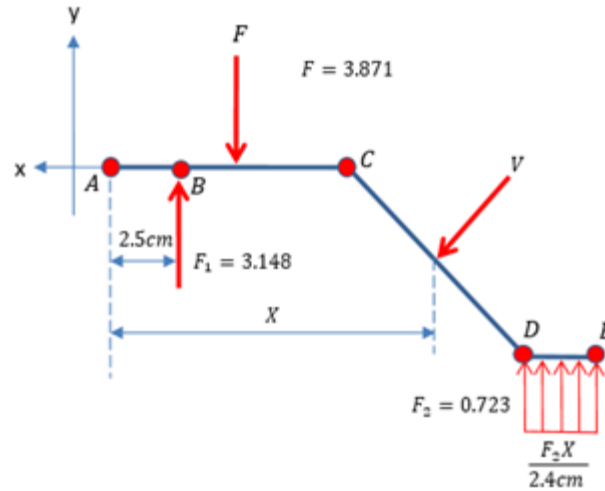
$$D = 0.106m$$

$$F = 3.871 N$$

$$\theta = \text{arcTag} \left(\frac{0.060m}{0.087m} \right)$$

$$\theta = 34.59^\circ$$

Figura 34 Fuerza cortante tramo CD



Ecuación 13 Sumatoria de fuerzas CD Tg

$$\sum F = 0 \quad - (3.871)(\cos 34.59^\circ) + (3.148)(\cos 34.59^\circ) - V = 0$$

$$V = -0.5951$$

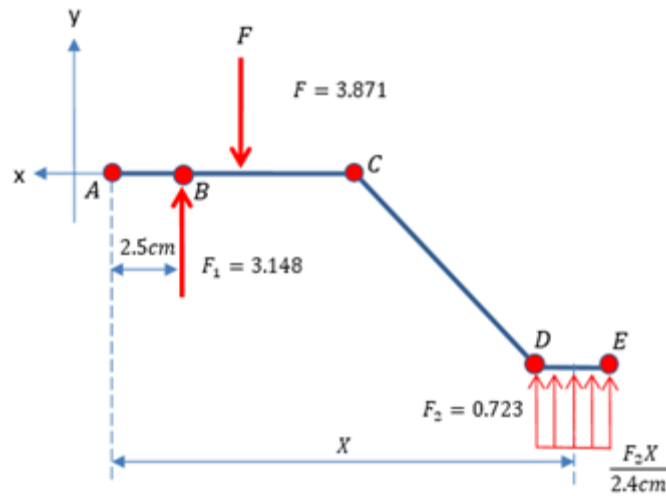
Ecuación 14 Sumatoria de momentos CD Tg

$$\sum M = 0 \quad (x - 0.062)(3.871) - (x - 0.025)(3.148) + M = 0$$

$$3.871X - 0.24 - 3.148X + 0.0787 + M = 0$$

$$M = -0.723x + 0.1613$$

Figura 35 Tramo DE patín



Ecuación 15 Sumatoria de fuerzas DE tg

$$\sum F = 0 \quad -F + F_1 - \frac{F_2(x - 0.211)X}{0.024} - V = 0$$

$$-(3.871) + (3.148) + \frac{(0.723)(x - 0.211)}{0.024} - V = 0$$

$$-0.723 + 30.125X - 6.3563 - V = 0$$

$$V = 30.125X - 7.0793$$

Ecuación 16 Sumatoria de momentos DE tg

$$\sum M = 0 \quad (x - 0.062)F - (x - 0.025)F_1 - \frac{F_2(x - 0.211)}{0.024} * \frac{(x - 0.211)}{2} + M = 0$$

$$(X - 0.062)(3.871) - (X - 0.025)(3.148) - \frac{(0.723)(X - 0.211)^2}{0.048} * \frac{(X - 0.211)}{2} + M = 0$$

$$-M = -3.871x - 0.24 - 3.148x + 0.078 - (15.063)(X - 0.211)^2$$

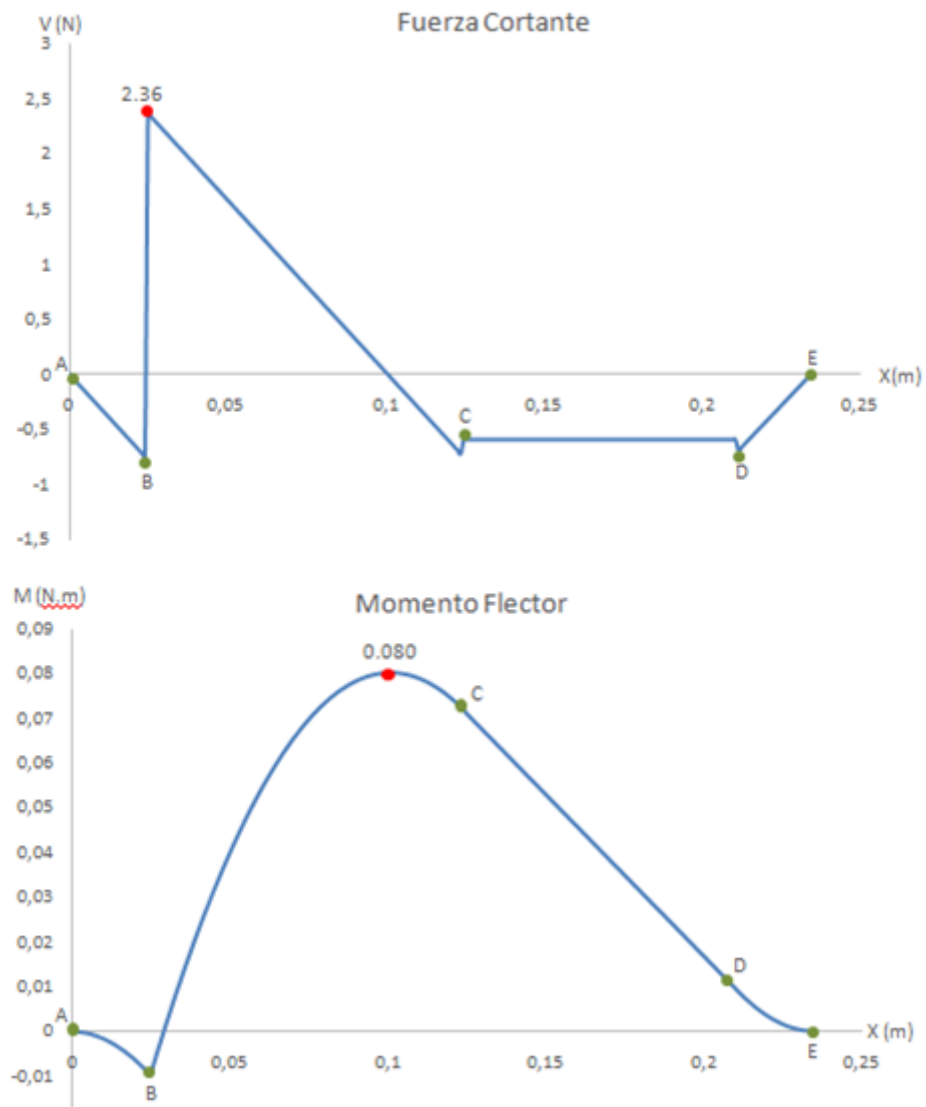
$$-M = -0.723x - 0.162 - (15.063)(X^2 - 0.422X + 0.0445)$$

$$-M = 0.723x - 0.162 - 15.063x^2 + 6.375x - 0.67$$

$$M = 15.063X^2 - 7.08X + 0.832$$

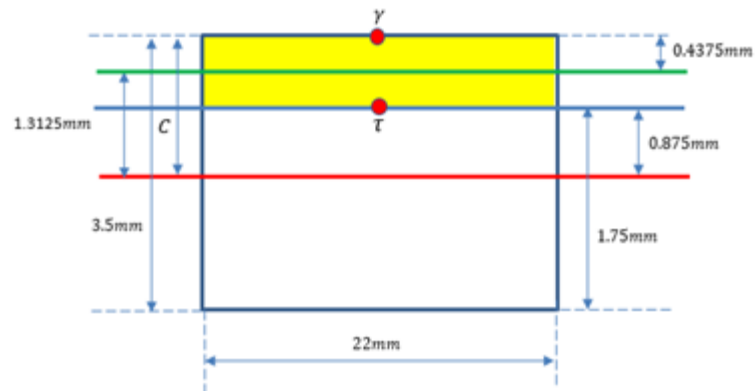
Una vez obtenidas estas ecuaciones para el cuerpo del tren auxiliar, se reemplazó los valores de fuerza y distancia en estas, así obteniendo un gráfico de fuerzas cortantes y momento flector. Ver Gráfico 4

Gráfico 4 Fuerza cortante y momento flector Tg



Mediante estos datos obtenidos de los gráficos, se calculo el esfuerzo cortante y el esfuerzo flector presente en la pieza.

Figura 36 Vista frontal cuerpo patín



Ecuación 17 Esfuerzo cortante Tg

$$\tau = \frac{V * Q}{I * T}$$

En donde

V: Fuerza cortante

Q: Primer momento de área

I: Momento de inercia del área

Ecuación 18 Primer momento de inercia

$$Q = \bar{Y}A$$

$$Q = (1.3125mm)(22mm)(0.875mm)$$

$$Q = 25.26mm^3$$

Ecuación 19 Momento de inercia del área

$$I = \frac{bh^3}{12}$$

$$I = \frac{(22\text{mm})(3.5\text{mm})^3}{12}$$

$$I = 78.60\text{mm}^4$$

$$T = 22\text{mm}$$

$$\tau = \frac{(2.3675\text{N})(25.26\text{mm}^3)}{(78.60\text{mm}^4)(22\text{mm})}$$

$$\tau = 0.03458 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

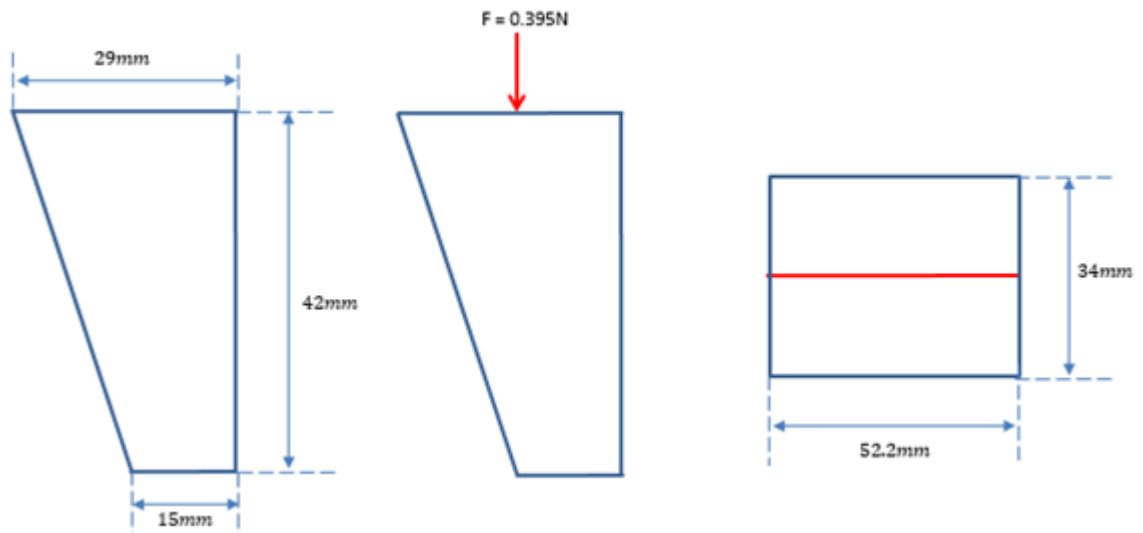
Ecuación 20 Esfuerzo flector cuerpo patin

$$\gamma = \frac{MC}{I}$$

$$\gamma = \frac{(80.1\text{Nmm})(1.75\text{mm})}{78.60\text{mm}^4} \gamma = 1.7833 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

Posteriormente se realizo el mismo análisis para el tenedor del tren auxiliar, pero esta vez calculando directamente en el punto de contacto entre esta pieza y el cuerpo del tren auxiliar, esto teniendo en cuenta que esta zona es la más vulnerable.

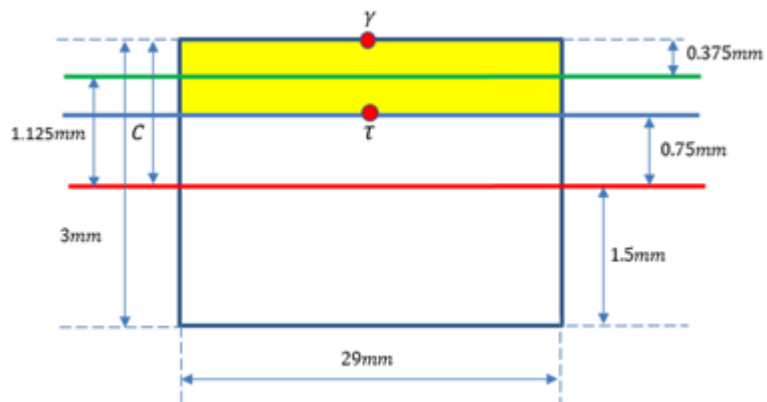
Figura 37 Tenedor auxiliar



$$V = 3.871N$$

$$M = 3.871N \frac{34}{2}mm = 65.8Nmm$$

Figura 38 Dimensiones tenedor patín frontal



Ecuación 21 Primer momento de área

$$Q = \bar{Y}A$$

$$Q = (1.125\text{mm})(0.75\text{mm})(29\text{mm})$$

$$Q = 24.46\text{mm}^3$$

Ecuación 22 Momento de inercia del área

$$I = \frac{bh^3}{12}$$

$$I = \frac{(29\text{mm})(3\text{mm})^3}{12}$$

$$I = 65.25\text{mm}^4$$

Ecuación 23 Esfuerzo cortante

$$\tau = \frac{V * Q}{I * T}$$

$$\tau = \frac{(3.871\text{N})(24.46\text{mm}^3)}{(65.25\text{mm}^4)(29\text{mm})}$$

$$\tau = 0.05 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

Ecuación 24 Máximo momento flector

$$\gamma = \frac{MC}{I}$$

$$\gamma = \frac{(65.8Nmm)(1.5mm)}{65.25mm^4}$$

$$\gamma = 1.512 \frac{N}{mm^2}$$

De este modo si se comparan los datos obtenidos teóricamente, con los datos de esfuerzo máximo obtenidos en las pruebas de material, se pudo deducir que estos valores se encuentran muy por debajo, por tanto se garantiza la integridad estructural de estas piezas sobre cargas estáticas. Esto se comprobó calculando el factor de seguridad para estas piezas respectivamente.

Ecuación 25 Reserve factor "Factor de seguridad"

$$Reserve\ Factor = \frac{Yield\ Stress}{Working\ Stress}$$

Ecuación 26 Factor de seguridad cuerpo tren auxiliar

$$RV = \frac{602.6\ N/mm^2}{1.7833\ N/mm^2} = 337$$

Ecuación 27 Factor de seguridad tenedor tren auxiliar

$$RV = \frac{602.6\ N/mm^2}{1.512\ N/mm^2} = 398$$

7.4. ANCLAJE DEL TREN DE ATERRIZAJE A LA AERONAVE

El diseño propuesto para estas piezas debe básicamente adherirse a la estructura principal de la aeronave, sin realizar ningún tipo de modificación a esta. De este modo las piezas diseñadas no son más que modificaciones a piezas ya existentes en la aeronave. Estos anclajes además deben garantizar la correcta sujeción de los trenes de aterrizaje.

7.4.1. Anclaje del tren principal

Inicialmente la aeronave VANT Solvendus posee cuatro refuerzos laterales debajo del ala, unidos al los tailboom. Estos cumplen con el objetivo principal de servir de anclaje entre el ala y la aeronave. Estas piezas tienen una longitud de 60 cm y un grosor de 2mm, con un perfil de forma de L. Ver Figura 39.

Figura 39 Perfil refuerzo existente Ala-Tailboom



De esta manera el diseño propuesto en este proyecto contempla remplazar estas dos piezas por unas de iguales dimensiones, pero con una pequeña modificación en el perfil de la pieza. Ver Figura 40.

Figura 40 Perfil refuerzo propuesto



Así de este modo el tren principal se sujetaría debajo de este refuerzo mientras que el ala se sujetaría de la parte superior del mismo.

Figura 41 Render refuerzo propuesto



Ya planteada la geometría de esta pieza se procedió a realizar un análisis estático de las fuerzas aplicadas sobre esta pieza, esto dividiéndola en tres tramos AB, BC, CD y DE, para obtener así las ecuaciones que representan la distribución de las fuerzas y momentos sobre esta pieza.

Figura 42 Dimensiones refuerzo principal

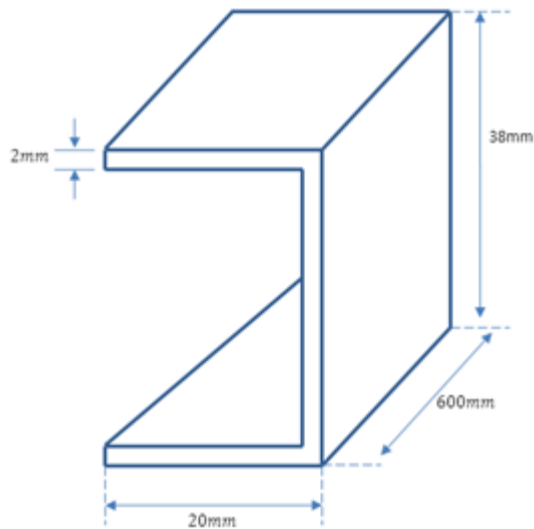
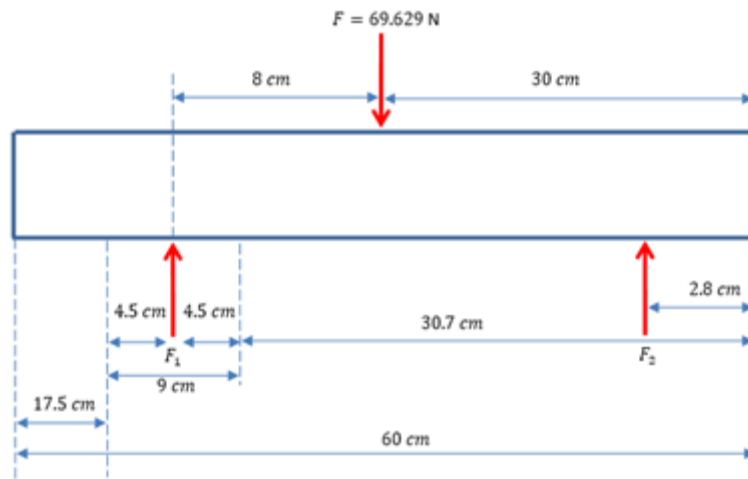


Figura 43 Fuerzas en refuerzo principal



Se calculo inicialmente las fuerzas principales presentes en la pieza

Ecuación 28 Fuerzas en refuerzo principal

$$\sum F = 0 \quad -F + F_1 + F_2 = 0$$

F: Fuerza principal aplicada sobre la pieza

F1: Reacción producida por el tren principal

F2: Reacción producida en por el punto de sujeción extremo

Ecuación 29 Sumatoria de momentos en anclaje principal

$$\sum M_1 = 0 \quad -F(0.08) + F_2(0.352) = 0$$

$$F_2 = \frac{F(0.08)}{(0.352)}$$

$$F_2 = 15.825$$

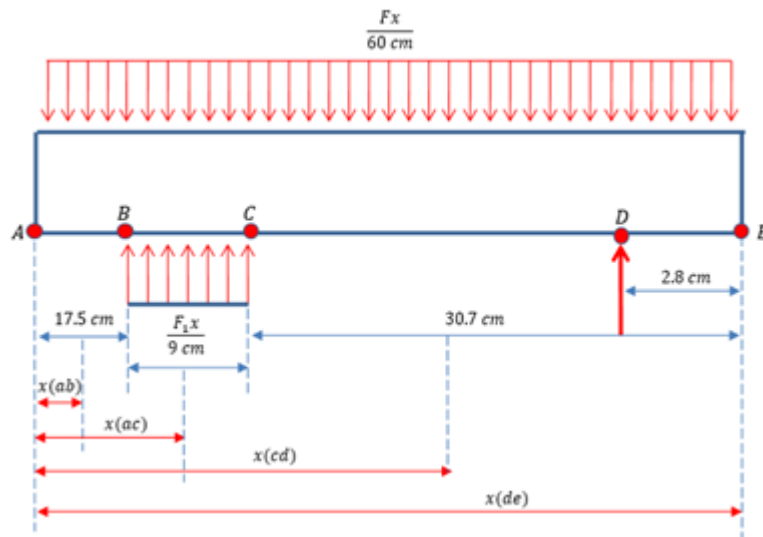
$$\sum M_2 = 0 \quad -F(0.272) + F_1(0.352) = 0$$

$$F_1 = \frac{F(0.272)}{(0.352)}$$

$$F_1 = 53.804$$

Analizando cada tramo individualmente se obtuvo las ecuaciones que representan la distribución de las fuerzas cortantes y momentos sobre cada tramo de la pieza.

Figura 44 Tramos en sujetador principal



Ecuación 30 Sumatoria fuerzas cortantes tramo AB refuerzo

$$\sum F = 0 \quad -\frac{F \cdot x}{0.6m} - V = 0 \quad V = -\frac{F \cdot x}{0.6m} \quad V = -\frac{(69.629N)x}{0.6m}$$

$$V = -(116.048)x$$

Ecuación 31 Sumatoria momentos tramo AB refuerzo

$$\sum M = 0 \frac{F \cdot x}{0.6m} * \frac{x}{2} + M = 0 \quad M = -\frac{F \cdot x^2}{1.2m} \quad M = -\frac{(69.629N)x^2}{1.2m}$$

$$M = -(58.024)x^2$$

Ecuación 32 Sumatoria fuerza cortantes tramo BC refuerzo

$$\sum F = 0 \quad -\frac{F \cdot x}{0.6m} + \frac{F_1(x - 0,175)}{0.09m} - V = 0 \quad V = -\frac{F \cdot x}{0.6m} + \frac{F_1(x - 0,175)}{0.09m}$$

$$V = -(116.048)x + (597.82)x - 104.61$$

Ecuación 33 Sumatoria momentos tramo BC refuerzo

$$\sum M = 0$$

$$\sum M = 0 \frac{F \cdot x}{0.6m} - \frac{F_1(x - 0,175)}{0.09m} * \frac{(x - 0,175)}{2} + M = 0$$

$$\frac{F \cdot x^2}{1.2m} - \frac{F_1(x - 0,175)^2}{0.18m} + M = 0$$

$$M = -\frac{F \cdot x^2}{1.2m} + \frac{F_1(x - 0,175)^2}{0.18m}$$

$$M = -(58.024)x^2 + (298.91)(x^2 - 0.35x + 0.031)$$

$$M = (240.89)x^2 - (104.619)x + 9.266$$

Ecuación 34 Sumatoria fuerzas cortantes tramo CD refuerzo

$$\sum F = 0 \quad -\frac{F \cdot x}{0.6m} + F_1 - V = 0 \quad V = -\frac{F \cdot x}{0.6m} + F_1$$

$$V = -(116.048)x + (53.804)$$

Ecuación 35 Sumatoria momentos tramo CD refuerzo

$$\sum M = 0 \quad \frac{F \cdot x}{0.6m} - \frac{F_1(x - 0,175)}{0.09m} * \frac{(x - 0,175)}{2} + M = 0$$

$$\frac{F \cdot x}{0.6m} * \frac{x}{2} - F_1(x - 0,22) + M = 0$$

$$-\frac{F \cdot x^2}{1.2m} - F_1(x) + F(0,22) + M = 0$$

$$M = -\frac{F \cdot x^2}{1.2m} + F_1(x) - F_1(0,22) +$$

$$M = -(58.024)x^2 + (53.804)x - 11.83$$

Ecuación 36 Sumatoria fuerzas cortantes tramo DE refuerzo

$$\sum F = 0 \quad -\frac{F \cdot x}{0.6m} + F_1 + F_2 - V = 0 \quad V = -\frac{F \cdot x}{0.6m} + F_1 + F_2$$

$$V = -(116.048)x + (69.629)$$

Ecuación 37 Sumatoria momentos tramo DE refuerzo

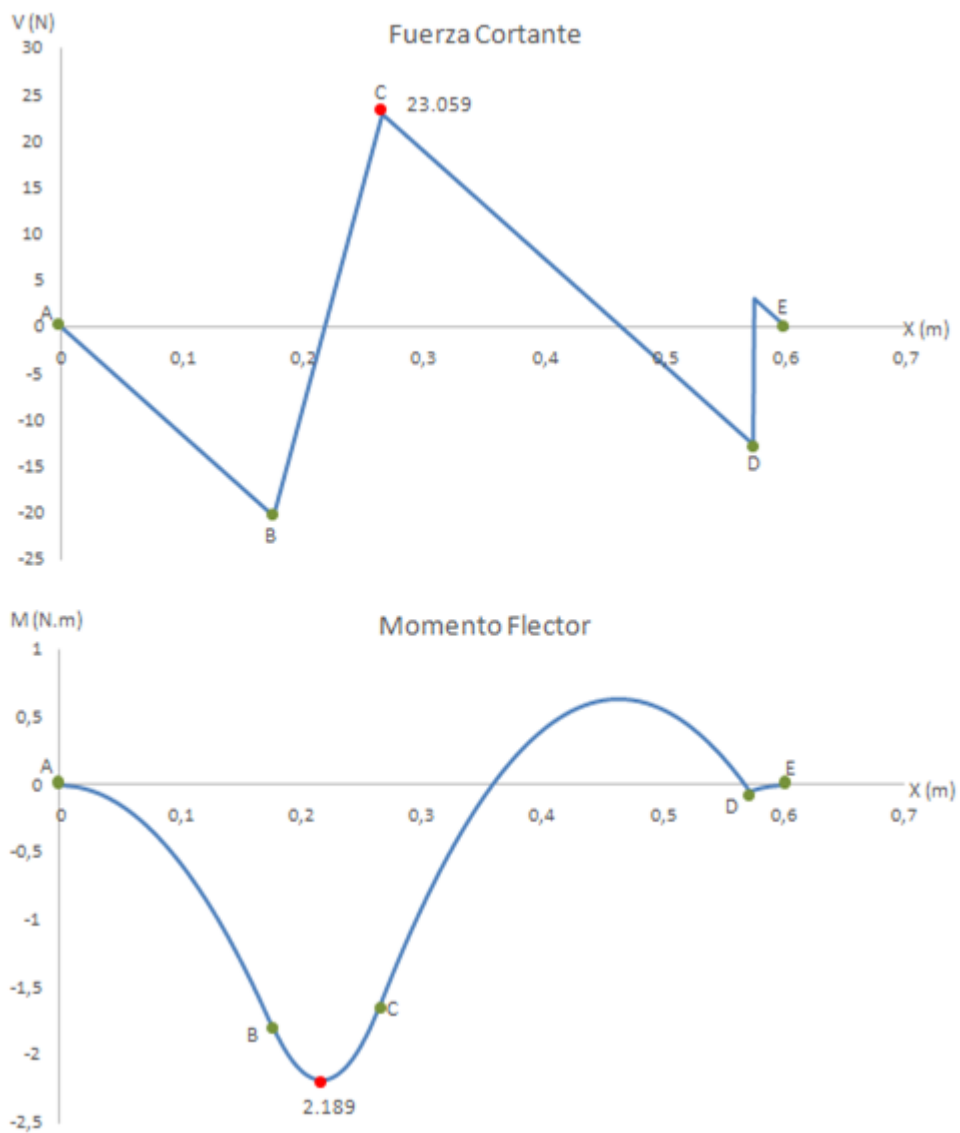
$$\sum M = 0 \quad \frac{F \cdot x}{0.6m} * \frac{x}{2} - F_1(x - 0,22) - F_2(x - 0,175) + M = 0$$

$$\frac{F \cdot x^2}{1.2m} - F_1(x) + F_1(0,22) - F_2(x) + F_2(0,572) + M = 0$$

$$M = -(58.024)x^2 + (69.629)x - 20.889$$

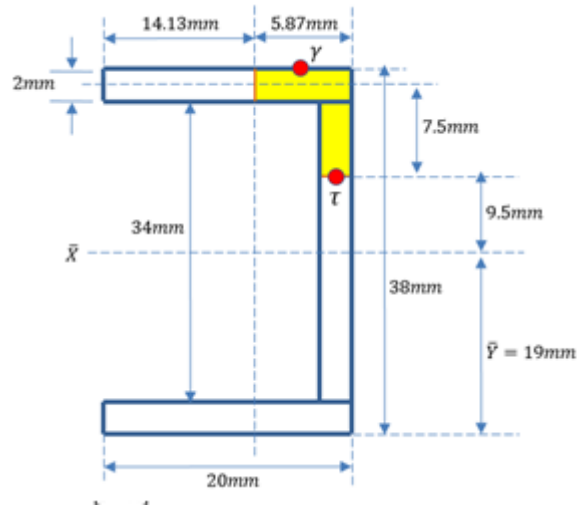
Graficando estas ecuaciones, se obtuvo el grafico de fuerzas cortantes y de momento flector. Ver Gráfico 5

Gráfico 5 Fuerzas cortantes y momento flector refuerzo



Obtenidos los valores de fuerza máxima y momento flector, se procedió a calcular el correspondiente esfuerzo cortante y esfuerzo flector.

Figura 45 Dimensiones refuerzo principal



Ecuación 38 Área transversal 1

$$A_1 = A_3 = (2mm)(20mm) = 40mm^2$$

Ecuación 39 Área transversal 2

$$A_2 = (34mm)(2mm) = 68mm^2$$

$$A_T = A_1 + A_2 + A_3$$

$$A_T = (40mm^2 + 68mm^2 + 40mm^2)$$

$$A_T = 148mm^2$$

Ecuación 40 Centroide del refuerzo

$$\bar{Y} = \frac{(\bar{Y}_1 * A_1) + (\bar{Y}_2 * A_2) + (\bar{Y}_3 * A_3)}{A_T}$$

$$\bar{Y}_E = 29mm$$

$$\bar{Y} = 29mm - 19mm$$

$$\bar{Y} = 10mm$$

Ecuación 41 Primer momento de inercia

$$Q = \bar{Y} * A$$

$$Q = (10mm) * (26.74mm)$$

$$Q = 267.4mm^3$$

Ecuación 42 Momento de inercia del área

$$I = I_1 + I_2 + I_3$$

$$I_1 = \frac{1}{12}(20mm * 2mm^3) + (2mm * 20mm * 18mm^2)$$

$$I_2 = \frac{1}{2}(2mm * 34mm^3)$$

$$I_3 = \frac{1}{12}(20mm * 2mm^3) + (2mm * 20mm * 18mm^2)$$

$$I = \frac{1}{12}(20\text{mm} * 2\text{mm}^3) + (2\text{mm} * 20\text{mm} * 18\text{mm}^2) + \frac{1}{2}(2\text{mm} * 34\text{mm}^3) \\ + \frac{1}{12}(20\text{mm} * 2\text{mm}^3) + (2\text{mm} * 20\text{mm} * 18\text{mm}^2)$$

$$I = (13.33\text{mm}) + (12960\text{mm}) + (6550.66\text{mm}) + (13.33\text{mm}) + (12960\text{mm})$$

$$I = 32497.32\text{mm}^4$$

Ecuación 43 Esfuerzo cortante

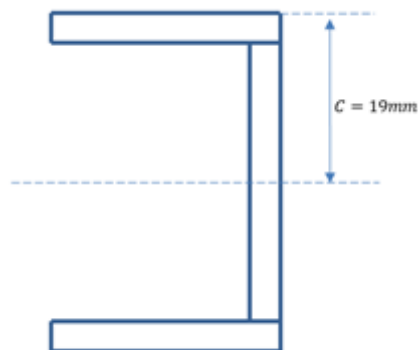
$$\tau = \frac{(23.059\text{N}) * (267.4\text{mm}^3)}{(32497.32\text{mm}^4) * (2)}$$

$$\tau = 0.0948 \text{ N/mm}^2$$

Ecuación 44 Esfuerzo flector

$$\gamma = \frac{M C}{I}$$

Figura 46 Corte perfil refuerzo



$$\gamma = \frac{(2189\text{Nmm})(19\text{mm})}{32497.32\text{mm}^4}$$

$$\gamma = 1.279 \text{ N/mm}^2$$

Estos valores de esfuerzo se encuentran por debajo de los esfuerzos que soporta el material, es decir existe un factor de seguridad alto, esto según los datos obtenidos en el ensayo a flexión de las probetas.

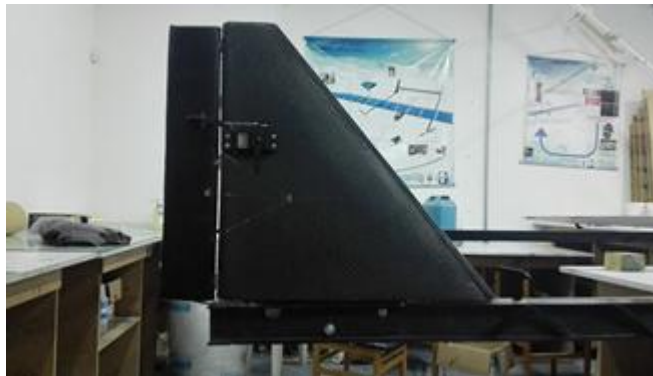
Ecuación 45 Factor de seguridad anclaje tren principal

$$RF = \frac{602.6 \text{ N/mm}^2}{1.279 \text{ N/mm}^2} = 471$$

7.4.2. Anclaje del tren auxiliar

En el proceso de diseño y construcción de la aeronave, se elaboró un refuerzo en lámina ubicado en la parte posterior de los tailboom, con el objetivo de permitir la sujeción de los estabilizadores verticales a la estructura principal. Este refuerzo cuenta con tres perforaciones como se puede observar en la Fotografía 12.

Fotografía 12 Refuerzo inicial estabilizador vertical



El diseño propuesto para anclar el tren auxiliar contempla añadir una lámina de perfil en L, la cual pueda sujetarse al refuerzo ya existente y su vez anclar el tren auxiliar a la estructura inferior del tailboom. A continuación en la Figura 47 se indican las dimensiones de esta pieza.

Figura 47 Refuerzo propuesto

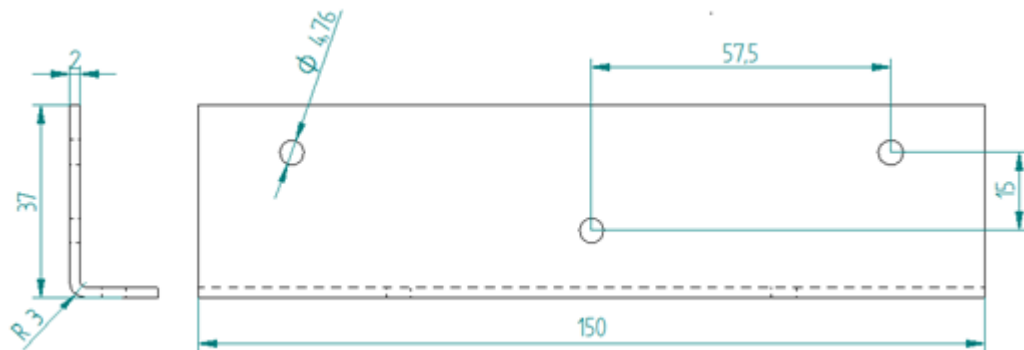


Figura 48 Render refuerzo tren auxiliar



Así mismo se realizó el correspondiente cálculo de esfuerzos para la pieza, dividiendo la pieza en tres tramos AB, BC, y CD facilitando su análisis.

Figura 49 Dimensiones refuerzo patín

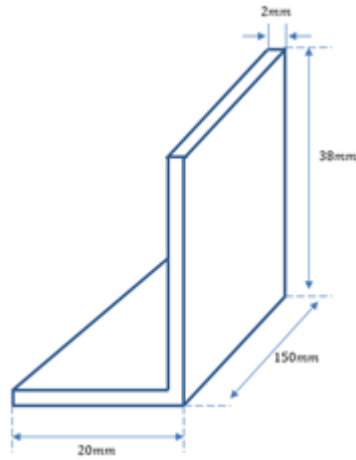
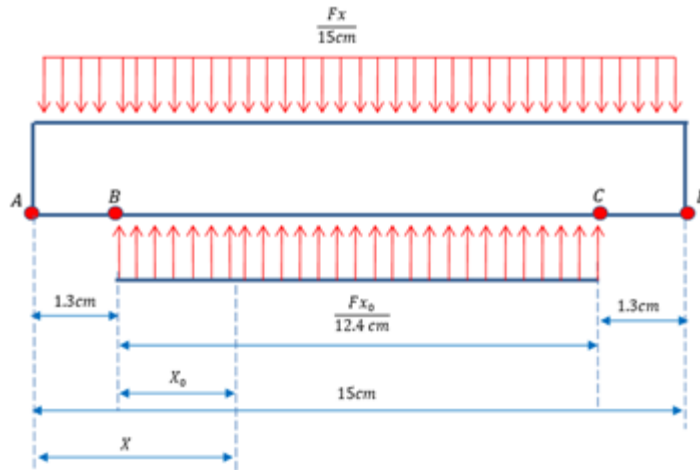


Figura 50 Tramos refuerzo patín



Mediante el análisis grafico, se obtuvieron las ecuaciones que representan la distribución de las fuerzas y momentos para cada uno de los tramos.

Ecuación 46 Sumatoria fuerzas cortantes tramo AB refuerzo tg

$$\sum V = 0 \quad -V - \frac{FX}{0.15} = 0 \quad V = -\frac{FX}{0.15} \quad V = -\frac{(3.871)X}{0.15} \quad V$$

$$= -(25.81)X$$

Ecuación 47 Sumatoria momentos tramo AB refuerzo tg

$$\sum M = 0 \quad M + \frac{FX}{0.15} * \frac{x}{2} = 0 \quad M = -\frac{FX^2}{0.3} \quad M = -(12.9)X^2$$

Ecuación 48 Sumatoria fuerzas cortantes tramo BC refuerzo tg

$$\sum V = 0 \quad -V - \frac{F.X}{0.15} + \frac{F(X - 0.013)}{0.124} = 0 \quad V = -\frac{F.X}{0.15} + \frac{F.X}{0.124} - \frac{F(0.013)}{0.124}$$

$$V = -(25.18)X + (31.21)X - 0.405$$

$$V = (5.4)X - 0.405$$

Ecuación 49 Sumatoria momentos tramo BC refuerzo tg

$$\sum M = 0 \quad + M + \frac{F.X}{0.15} * \frac{X}{2} - \frac{F(X - 0.013)}{0.124} * \frac{(X - 0.013)}{2} = 0$$

$$M = \frac{FX^2}{0.3} - \frac{F(X - 0.013)^2}{0.248}$$

$$M = -(12.90)X^2 + (15.61)X^2 - 0.406X + 0.003$$

$$M = 2.71X^2 - 0.406X + 0.003$$

Ecuación 50 Sumatoria fuerzas cortantes tramo CD refuerzo tg

$$\sum V = 0 \quad -V - \frac{FX}{0.15} + F = 0 \quad V = F - \frac{Fx}{0.15} \quad V = 3.871 - 25.81X$$

Ecuación 51 Sumatoria momentos tramo CD refuerzo tg

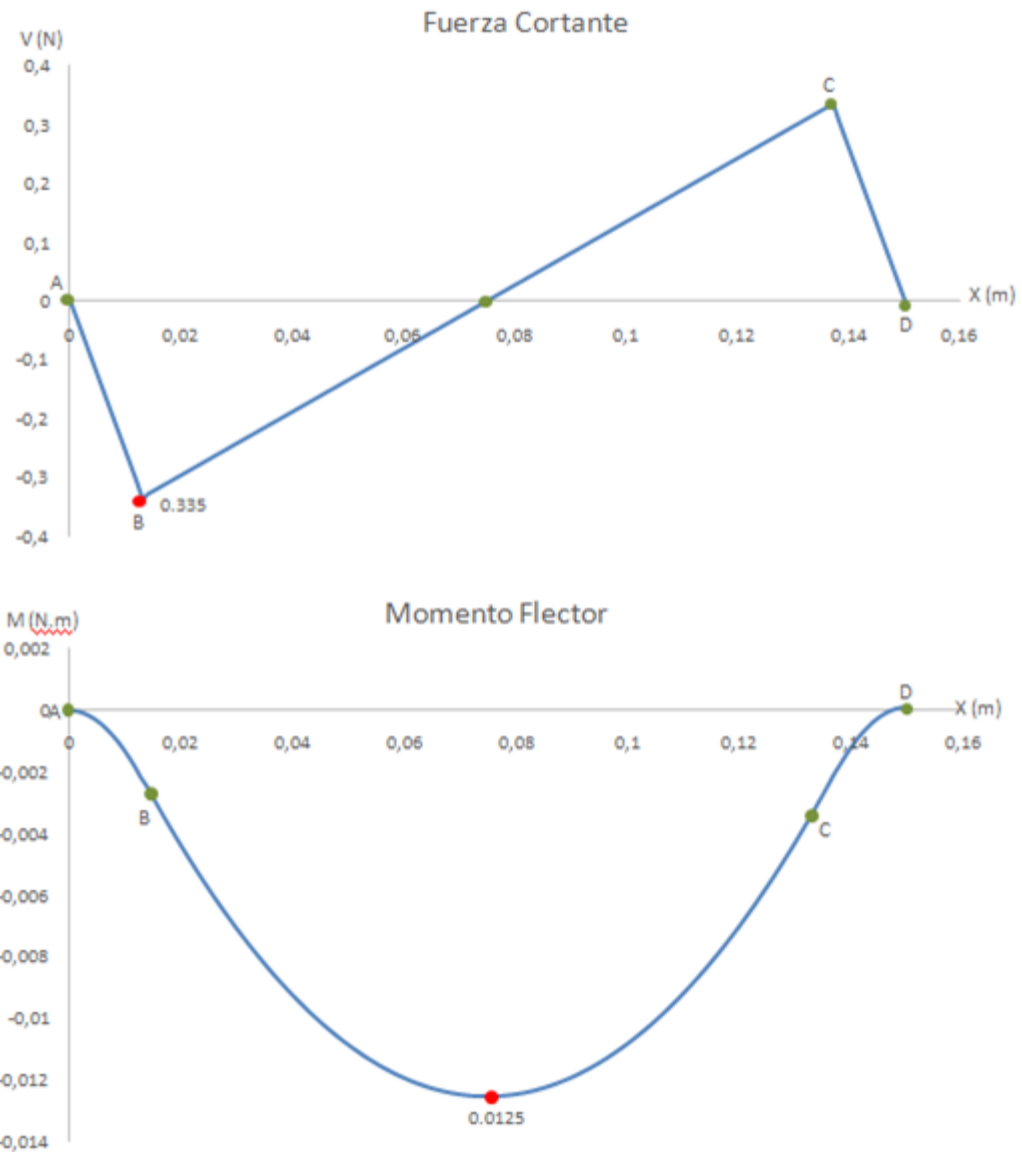
$$\sum M = 0 \quad M + \frac{Fx}{0.15} * \frac{x}{2} - F(x - 0.075) = 0$$

$$M = -\frac{Fx^2}{0.3} + F(x - 0.075)$$

$$M = -12.90x^2 + 3.871x - 0.2903$$

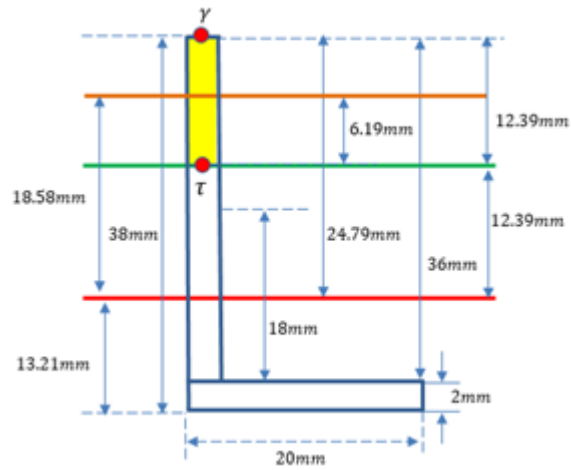
Mediante estas ecuaciones, se obtuvieron los gráficos de esfuerzos máximos y momento flector para esta pieza en específico.

Gráfico 6 Esfuerzos y momentos refuerzo patín



Conocidos los valores máximos de fuerza cortante y máximo momento flector, se realizó el cálculo del esfuerzo cortante y esfuerzo flector para esta pieza.

Figura 51 Dimensiones refuerzo patín



Ecuación 52 Área transversal 1

$$A_1 = (20mm)(2mm) = 40mm^2$$

Ecuación 53 Área transversal 2

$$A_2 = (36mm)(2mm) = 72mm^2$$

$$A_T = A_1 + A_2$$

$$A_T = (40mm^2 + 72mm^2)$$

$$A_T = 112mm^2$$

Ecuación 54 Centroide transversal

$$\bar{Y} = \frac{(\bar{Y}_1 * A_1) + (\bar{Y}_2 * A_2)}{A_T}$$

$$\bar{Y} = \frac{(1mm)(40mm^2) + (20mm)(72mm^2)}{112mm^2}$$

$$\bar{Y} = 13.21mm$$

Ecuación 55 Momento de inercia del área

$$I = I_1 + I_2$$

$$I = \bar{I}_1 + A_1 d_1 + \bar{I}_2 + A_2 d_2$$

$$I = \frac{1}{2} * 20 * 2^3 + 20 * 2(12.21)^2 + \frac{1}{2} * 2(36)^3 + 2 * 36(6.79)^2$$

$$I = 17072.19mm^4$$

Ecuación 56 Primer momento flector

$$Q = \bar{Y}A$$

$$Q = (18.58mm)(2)(12.39mm)$$

$$Q = 460.4mm^3$$

Ecuación 57 Esfuerzo cortante

$$\tau = \frac{V * Q}{I * T}$$

$$\tau = \frac{(0.335N)(460.4mm^3)}{(17072.19mm^4)(2mm)}$$

$$\tau = 0.00451 \frac{N}{mm^2}$$

Ecuación 58 Esfuerzo flector

$$\gamma = \frac{MC}{I}$$

$$\gamma = \frac{(12.50Nmm)(24.79mm)}{17072.19mm^4}$$

$$\gamma = 0.01815 \frac{N}{mm^2}$$

Comparando el valor obtenido de esfuerzo flector, con el dato de esfuerzo obtenido en las pruebas sobre las probetas, se realizó el cálculo del factor de seguridad de la pieza.

Ecuación 59 Factor de seguridad anclaje tren auxiliar

$$RF = \frac{602.6 \frac{N}{mm^2}}{0.01815 \frac{N}{mm^2}} = 33201$$

7.5. SELECCIÓN DE LAS RUEDAS

Para elegir el fabricante indicado para la selección de las llantas del tren de aterrizaje se procedió a realizar una consulta previa sobre las llantas más usuales para aeronaves no tripuladas en el mercado internacional, buscando las mejores opciones de adaptación a las necesidades de operación.

Figura 52 Fabricantes de ruedas aeromodelismo

COMPAÑÍA	ORIGEN	CALIDAD	PRECIO	ENTREGA
	EEUU	ALTO	ALTO	MEDIO
	EEUU	MEDIO	MEDIO	MEDIO
	EEUU	MEDIO	MEDIO	MEDIO
	EEUU	BAJO	MEDIO	MEDIO
	ALEMANIA	ALTO	ALTO	BAJO

Durante el estudio realizado a las anteriores empresas, concluimos que los fabricantes más viables para la selección de ruedas fueron DU-BRO y Sullivan, toda vez que éstas garantizan la calidad del producto, un buen precio y la entrega rápida del material.

7.5.1. Tren principal

Una vez realizada la prueba experimental de las llantas, conocimos el diámetro óptimo de la rueda del tren principal de 4.5 a 5 in, por tanto se consultó algunas características de las ruedas ofertadas por los dos fabricantes.

Cuadro 17 Característica ruedas – Tren principal

Fabricante	Modelo	Diámetro	Ancho	Peso
DU-BRO	TreadedLightweight Wheel	4-1/2" (114 mm)	3/16" (5 mm)	105 gr
DU-BRO	Big Wheels	4-1/2" (114 mm)	5/32" (4 mm)	153 gr
DU-BRO	LargeScaleTreaded Wheel	4-1/2" (114 mm)	3/16" (5 mm)	180 gr
SULLIVAN	Medium SkyliteWheels	4-1/2" (114 mm)	3/16" (4.7 mm)	121 gr
SULLIVAN	Wheels With Aluminum Hubs	4-1/2" (114 mm)	3/16" (4.7 mm)	126 gr

Una vez conociendo las características de las llantas, se realizó la selección de la llanta TreadedLightweight4-1/2 in Wheel, del fabricante DU-BRO, toda vez que este presenta el más bajo peso, Ver Cuadro 17, así como un comportamiento óptimo ya conocido por la prueba experimental realizada para determinar el diámetro. Se descartó un fabricante diferente ya que no se conocen los materiales ni comportamientos de productos de diferente manufactura a DU-BRO.

Figura 53 Llanta 4-1/2” DU-BRO



Fuente: DU-BRO RC, Treaded light weight wheels, Wauconda, IL. 2017.

Esta llanta ostenta un proceso de moldeo de espuma en el interior de la rueda, proporcionando la fuerza y la absorción de rebote para los aterrizajes leves y fuertes. Posee un rin de nylon y la piel exterior está compuesta por caucho, la cual permite una excelente durabilidad y resistencia al desgaste.

7.5.2. Tren auxiliar

Usualmente el tamaño óptimo de las ruedas del tren auxiliar para configuraciones de patín de cola, oscila entre un cuarto y un tercio del tamaño de las ruedas del tren principal¹⁵. De esta forma el tamaño ideal de la rueda del tren auxiliar en relación al tamaño de la rueda del tren principal sería de 1.5", sin embargo por disponibilidad del producto, se optó por seleccionar un tamaño de 2", ya que esta se encuentra mayormente disponible en el mercado. La variación de aumento en el tamaño de la rueda no genera mayor riesgo toda vez que el análisis de carga estática es del 5% en el tren auxiliar y el 95% en el tren principal. Bajo este criterio de selección se conocieron algunas características de las ruedas ofertadas en el mercado nacional, esto del fabricante DU-BRO y Sullivan. Ver Cuadro 18

¹⁵Raymer, Óp. cit., p. 233

Cuadro 18 Característica ruedas – Tren Auxiliar

Fabricante	Modelo	Diámetro	Ancho	Peso
DU-BRO	Tailwheels	2.00" (51 mm)	1/8" (3 mm)	45 gr
DU-BRO	Super Lite Wheels	2.00" (50.8 mm)	1/8" (3 mm)	6.3 gr
DU-BRO	Round & Treaded Tires	2.00" (50.8 mm)	1/8" (3 mm)	17 gr
DU-BRO	Treaded Lightweight Wheel	2.00" (50.8 mm)	1/8" (3 mm)	16 gr
SULLIVAN	Small Skylite Wheels	2.00" (51 mm)	1/8" (3,2 mm)	14 g

Se seleccionó la rueda Round & Treaded Tires, toda vez que presenta un peso adecuado además su material es goma la cual garantiza la integridad y estabilidad de la misma. Nuevamente se descartó algún tipo diferente de material y fabricante para la selección de esta pieza, esto pues no se conoce el comportamiento propio de una referencia diferente.

Figura 54 Llanta 2" DU-BRO



Fuente: DU-BRO RC, Treaded light weight wheels, Wauconda, IL. 2017.

8. FABRICACION DEL TREN DE ATERRIZAJE

8.1. MÉTODOS DE CONSTRUCCIÓN

Para la fabricación de piezas en materiales compuestos, existen diferentes métodos los cuales varían según el diseño, complejidad y acabado de la pieza a fabricar. Estos métodos en gran parte dependen de los materiales y herramientas que se disponga para la utilización. A continuación en el Cuadro 19 se indican algunos métodos de fabricación comúnmente usados.

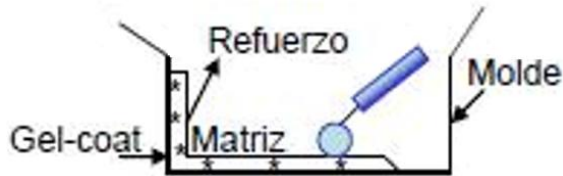
Cuadro 19 Métodos de fabricación

Tipo	Definición
Molde abierto – Contacto manual	En esta técnica el molde se recubre inicialmente con un agente de desmolde, después se aplica una capa fina de resina de superficie, generalmente coloreada y con cargas denominadas. Después se coloca en refuerzo (Mat o tejido) en el molde.
Molde abierto – Proyección simultánea	Se proyectan simultáneamente sobre el molde fibras cortadas y resina catalizada. El equipamiento para la proyección consta de una máquina para cortar el tejido y de una pistola de aire comprimido para proyectar la resina y las fibras cortadas.
Vacío a presión de aire	Esta técnica es una variante del moldeo manual y consiste en aplicar al vacío o la presión atmosférica. Se coloca el refuerzo sobre un molde rígido y a continuación se aplica la matriz. En el moldeo a vacío se coloca el contra molde.
Vacío contra molde hinchable	Con una bomba se produce el vacío. En el moldeo a presión de aire el contra molde deformable se hincha con aire y presiona el molde principal, forzando la impregnación del refuerzo con la resina.
Molde cerrado – Compresión en frío	En esta técnica se utilizan resinas de alta reactividad. El moldeo se lleva a cabo en una prensa sin calentamiento, utilizando la exotermicidad de la polimerización de la resina. El refuerzo puede estar en forma de Mats o preformas (una preforma es un refuerzo que ha sido conformado adoptando una forma semejante a la del producto final que se quiere obtener).

Fuente: ARIZA, FIGUEREDO, HERNÁNDEZ, Diseño detallado y construcción de la aeronave VANT Solvendus, Fundación Universitaria Los Libertadores. Bogotá D.C. 2014.

En base al material y a la instrumentación disponible en el laboratorio de la Fundación Universitaria los Libertadores, el único método posible de construcción fue el molde abierto de contacto manual, es decir todas las piezas fabricadas se realizaron mediante este método de fabricación.

Figura 55 Método manual-Molde abierto



Fuente: ARIZA, FIGUEREDO, HERNÁNDEZ, Diseño detallado y construcción de la aeronave VANT Solvendus, Fundación Universitaria Los Libertadores. Bogotá D.C. 2014.

8.2. PROCEDIMIENTO DE CONSTRUCCIÓN

Para lograr la construcción del tren de aterrizaje, realizamos varias tareas secuenciales de un orden lógico, que permitieron un correcto terminado en la fabricación de las piezas. Este procedimiento se puede ver en la Figura 56.

Figura 56 Procedimiento construcción tren de aterrizaje



8.3. TREN PRINCIPAL

Para iniciar con la fabricación de las ballestas del tren principal se procedió a fabricar los respectivos moldes para cada una de las ballestas, usando madera MDF de 8 mm de grosor, y balsa de 2 mm. Ver Fotografía 13

Fotografía 13 Demarcación y corte de madera



Fotografía 14 Acabado de los moldes



Una vez terminados los moldes se realizó el corte de las doce láminas de tejido de fibra de carbono según las dimensiones de cada molde, mientras que a su vez se aplicaron dos capas de agente desmoldante sobre la parte expuesta de los moldes. Ver Fotografía 15

Fotografía 15 Corte y aplicación de desmoldante



Cortadas la totalidad de las láminas de fibra de carbono se preparó la resina epoxi en proporciones 100 partes de resina y 20 partes de catalizador, la cantidad de total de resina es 1.3 veces el peso total del tejido de las láminas de carbono. Se aplicó una primera capa de resina uniformemente sobre el molde y luego una capa de lámina de fibra de carbono, repitiendo este paso para cada una de las doce láminas. Ver Fotografía 16 y Fotografía 17.

Fotografía 16 Aplicación y laminado de la resina

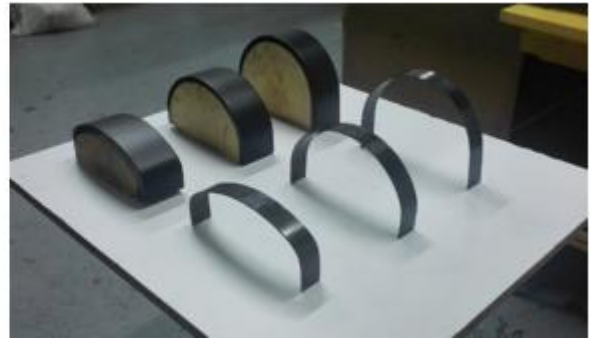


Pasadas 24 horas de secado se procedió a retirar las piezas de los moldes, y se realizó el corte de cada pieza según las dimensiones especificadas.

Fotografía 17 Laminado y corte de la pieza



Fotografía 18 Acabados finales de las ballestas



8.4. TREN AUXILIAR

8.4.1. Fabricación del cuerpo del tren auxiliar

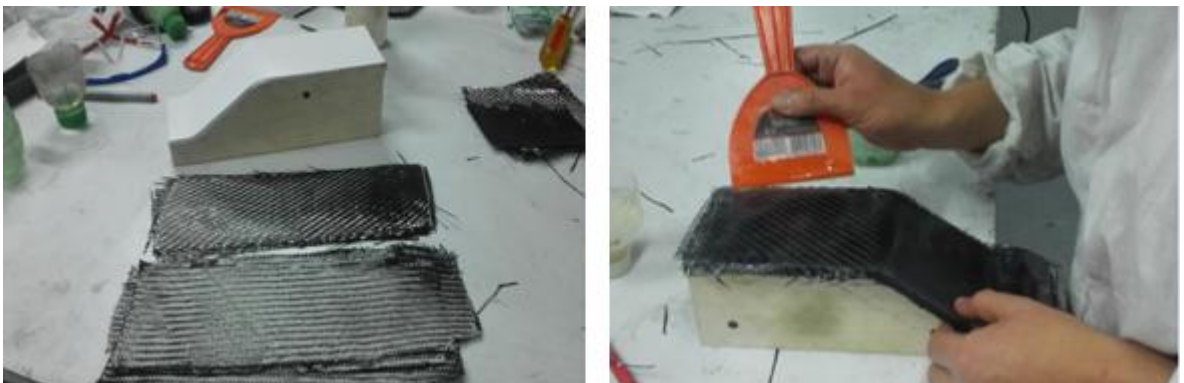
Para construir el cuerpo principal del tren auxiliar, se inició con la elaboración del molde según la geometría propuesta para esta pieza. Este molde se elaboró en madera de balsa de un ancho de 6cm que permitiese la fabricación de las dos piezas en un solo molde.

Fotografía 19 Corte y lijado de madera



Con el molde ya terminado, se procedió a realizar el corte de las 12 capas de fibras de carbono, según la geometría del molde. (Ver Fotografía 20) Posteriormente se preparó la resina para luego ser aplicada manualmente junto con la fibra de carbono, el exceso de resina existente se retiró manualmente con una espátula.

Fotografía 20 Corte y laminación de la fibra de carbono



Cumplido el tiempo de secado de 24 horas, se retiró la pieza del molde y se realizó el respectivo corte de la lámina según lo establecido en el diseño de la pieza. Ver Fotografía 21.

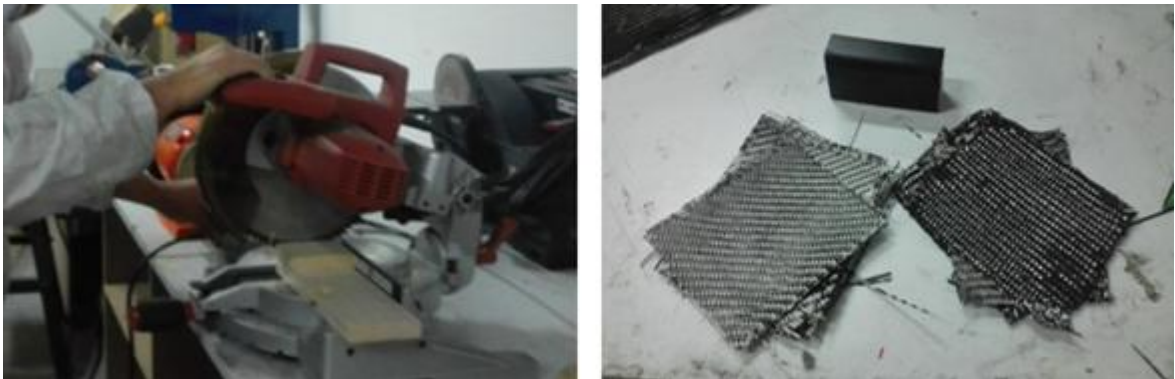
Fotografía 21 Desmolde y corte de la pieza



8.4.2. Construcción del tenedor del tren auxiliar

Esta pieza requirió un procedimiento similar a la construcción del tren principal, toda vez que únicamente vario el tamaño y la geometría del corte de la pieza.

Fotografía 22 Elaboración del molde y corte de fibras



La laminación de la pieza fue un complejo, toda vez que por el tamaño de la misma, el tejido de fibra de carbono se opuso constantemente a ser moldeado, esto requirió la construcción de un contra molde con peso que hiciera presión sobre la pieza. Ver Fotografía 23

Fotografía 23 Aplicación de presión sobre la pieza



Fotografía 24 Acabado final del tenedor



8.5. ANCLAJES DEL TREN DE ATERRIZAJE A LA AERONAVE

8.5.1. Soporte del tren principal

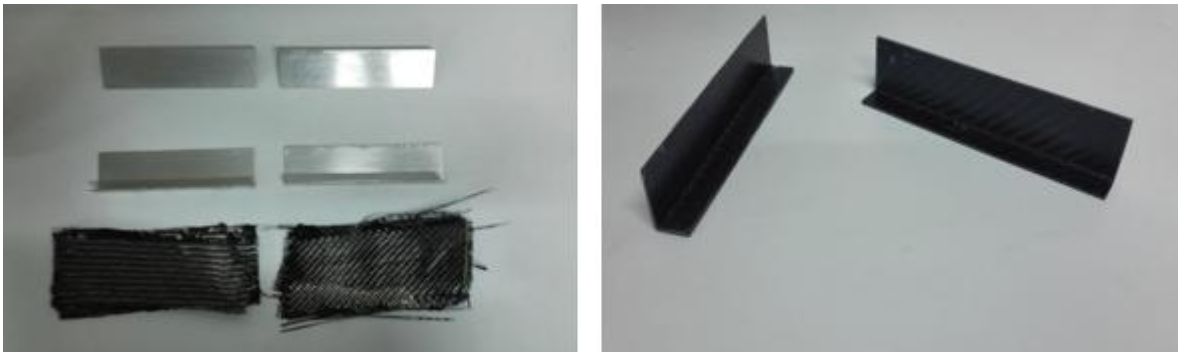
El diseño contemplado para esta pieza, implica remplazar unas piezas existentes por otras de iguales dimensiones, sin embargo esta nueva pieza ya construida no puede sobrepasar los 2mm de grosor, de lo contrario no encajaría adecuadamente en el tailboom, por tanto para lograr este grosor de la pieza no se pudo usar un número mayor a 8 capas de fibra de carbono. Por otra parte para la construcción de esta pieza se presentó un inconveniente el cual no permitió realizar la fabricación de esta pieza, la cual debido a su perfil con dos dobleces a 90 ° de corta separación, dificulta el moldeo del tejido de fibra de carbono. La fabricación de esta pieza implica una diferente técnica de fabricación junto con el uso de un

equipamiento especial, el cual actualmente no se encuentra disponible en el taller de la Fundación Universitaria Los Libertadores.

8.5.2. Soporte del tren auxiliar

En la fabricación de estas piezas se usó como molde dos perfiles de lámina aluminio doblados a 90°, (Ver Fotografía 25) los cuales permitieron moldear el tejido de la fibra, según la forma de los moldes, mediante el uso de presión aplicada sobre las láminas de aluminio, sin embargo el procedimiento utilizado fue el mismo que en las piezas anteriores.

Fotografía 25 Molde y pieza final



9. PRUEBAS EXPERIMENTALES DE DISEÑO

Con el fin de obtener un comportamiento más óptimo en el tren de aterrizaje, se realizaron una serie de pruebas experimentales, buscando simular la operación normal de la aeronave VANT Solvendus, estas pruebas se realizaron principalmente a las ballestas ya fabricadas, las cuales son el soporte principal del tren de aterrizaje, buscando conocer cuál de las ballestas presenta el mejor comportamiento en operación, para posteriormente de ser requerido, realizar las correspondientes modificaciones de diseño.

9.1. ENSAYO DE RESISTENCIA ESTÁTICA

Una vez fabricadas las ballestas se realizó un ensayo estático, simulando el peso propio de la aeronave sobre cada una de las ballestas, en este caso se aplicó un peso de 7.5 kg, equivalentes a la mitad del peso total de la aeronave, sobre cada una de las piezas, además se realizó la medición de la flexión presentada en cada una de las ballestas. Ver Cuadro 20

Fotografía 26 Flexión en ballesta A



Fotografía 27 Flexión en ballesta B



Fotografía 28 Flexión en ballesta C



Cuadro 20 Resultados ensayo de flexión

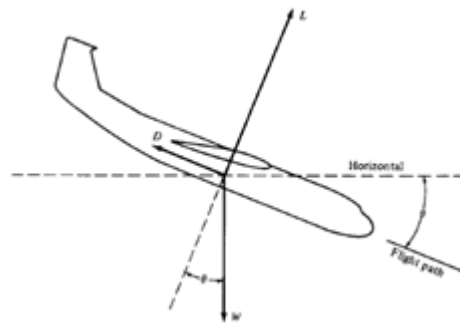
Tipo Ballesta	Peso (kg)	Flexión Estática (cm)
A	7.5 kg	4
B	7.5 kg	3
C	7.5 kg	1.5

Vale resaltar que se analizó la pieza en busca de daños sobre la misma, en la cual no se observaron deformaciones permanentes, grietas o daños en el laminado.

9.2. ENSAYO DE RESISTENCIA DINAMICA

Una vez concluida la primera prueba satisfactoriamente, se procedió a realizar una prueba dinámica, en donde se buscó simular el impacto producido durante el aterrizaje de la aeronave. Como fundamento principal para esta prueba fue lograr simular mediante una caída libre, la velocidad vertical de la aeronave VANT Solvendus al momento en que esta toca el suelo.

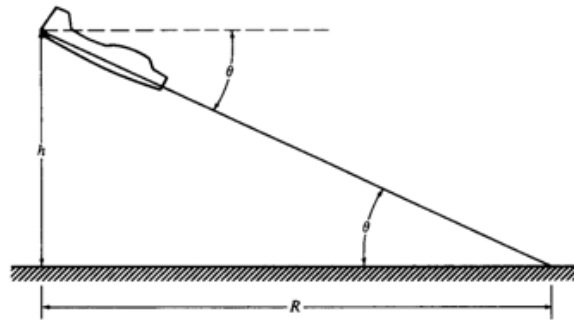
Figura 57 Airplane Gliding flight



Fuente: JOHN D. ANDERSON Jr, Introduction to flight. University of maryland. 1989.

De esta forma se tuvo que analizar el comportamiento de la aeronave durante su fase de aterrizaje, en este caso se asumió que al momento de realizar la aproximación, la aeronave no produce empuje por tanto esta planea antes de tocar el suelo, dicho de esta manera, al iniciar la fase de aproximación existe un ángulo óptimo de planeo en el cual se obtiene la mayor eficiencia en este tipo de vuelo. Ver Figura 58

Figura 58 Glide angle



Fuente: JOHN D. ANDERSON Jr, Introduction to flight .University of maryland. 1989.

Para continuar con esta fase del proyecto se hizo necesario calcular el ángulo de planeo para la aeronave VANT Solvendus, utilizando la siguiente ecuación

Ecuación 60 Glide angle

$$\tan \theta = \frac{1}{L/D}$$

Fuente: JOHN D. ANDERSON Jr, Introduction to flight. University of maryland. 1989.

En donde:

θ : Angulo de planeo.

L/D : Lift-to-Drag Ratio. Este valor ha sido calculado anteriormente en un estudio aerodinámico de la aeronave arrojando como resultado 23.93¹⁶

$$\theta = \text{Tan}^{-1} \frac{1}{\frac{L}{D}}$$

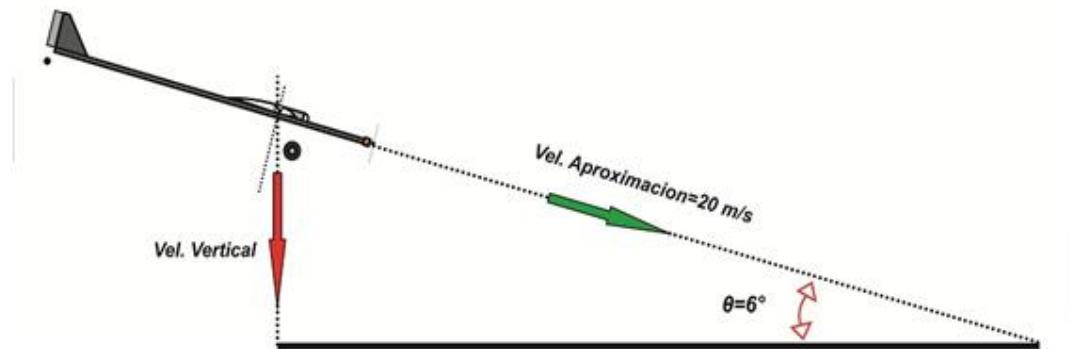
¹⁶MANUEL G. HERRERA, NOHEMÍ NUNES, CEIDY TELLEZ, Estudo do aerofoliosaerodinâmicos para umVant. 2012

$$\theta = \text{Tan}^{-1} \frac{1}{23.93}$$

$$\theta = 2.4^\circ$$

Una vez calculado el valor del ángulo de planeo $\theta = 2.4^\circ$ se tuvo este valor como el ángulo indicado para realizar la aproximación de la aeronave, sin embargo debido al tipo de operación para la aeronave VANT Solvendus, es prácticamente imposible realizar una aproximación constante a este ángulo ideal, ya que algunas veces la aproximación se realizara a ángulos incluso mayores, por tanto usamos un factor de dos veces y medio el ángulo de planeo, como valor $\theta = 6^\circ$ para nuestra prueba. Ver Figura 59

Figura 59 Aproximación VANT Solvendus



Como información adicional se tuvo el informe del primer vuelo de la aeronave VANT Solvendus, en donde como dato relevante se obtuvo una velocidad de 20 m/s al momento de la aproximación¹⁷. Así con estos valores fue posible estimar geométricamente mediante la función seno, la componente vertical de la velocidad para la aeronave VANT Solvendus, Ver Figura 59.

¹⁷ INFORME DE VUELO VANT SOLVENDUS, Grupo GICA, Fundación Universitaria Los Libertadores. 2016

Ecuación 61 Función Seno

$$\sin \theta = \frac{\text{Cateto}_{\text{opuesto}}}{\text{Hipotenusa}}$$

$$\text{Velocidad}_{\text{Aproximacion}} \text{ Sen } \theta = \text{Velocidad}_{\text{Vertical}}$$

$$20 \frac{\text{m}}{\text{s}} \text{ Sen } 6^\circ = \text{Velocidad}_{\text{Vertical}}$$

$$\text{Velocidad}_{\text{Vertical}} = 2.09 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

De este modo ya conociendo una estimación aproximada de la velocidad vertical con la que la aeronave tocaría el suelo al momento del aterrizaje. Según esto se procedió a calcular una altura h a la cual un objeto en caída libre alcanzaría una velocidad final, igual a nuestra velocidad vertical obtenida anteriormente. Esto mediante la ecuación física de caída libre. Ver Ecuación 62

Ecuación 62 Velocidad final caída libre

$$V_f^2 = V_0^2 + 2gh$$

En donde:

V_f : Velocidad final justo al tocar el suelo.

V_0 : Velocidad inicial, en este caso cero

g : Aceleración Gravitacional

$$h = \frac{V_f^2}{2g}$$

$$h = \frac{\left(2.09 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2}{2 * 9.8 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}$$

$$h = 0.22 \text{ m}$$

Ya calculado el valor h , se estableció este valor como parámetro para nuestra prueba, en donde se sometieron las tres ballestas a una caída libre desde una altura de 0.22 m, adicionalmente se añadió una masa de 7.5, 10 y 15 kg respectivamente sobre cada una de las ballestas, esto simulando el peso propio de la aeronave, se inició con 7.5 kg equivalentes a la fracción de peso sobre un tren principal, y posteriormente hasta llegar a un factor de 2 veces esta fracción de peso. Sin embargo vale la pena mencionar que no se tuvo en cuenta que al momento que la aeronave toca el suelo el ala aun genera sustentación por lo que se puede asumir que solo 1/3 del peso de la aeronave se transmite al tren de aterrizaje cuando esta toca el suelo¹⁸. Esto implica que en realidad se aplicó una fuerza mucho mayor sobre las ballestas. En la Fotografía 29, Fotografía 30 y Fotografía 31, se puede observar las flexiones alcanzadas durante la prueba para la ballesta A.

Fotografía 29 Flexión ballesta A 7.5 Kg



¹⁸Raymer, Óp. cit., p. 233

Fotografía 30 Flexión ballesta A 10 Kg



Fotografía 31 Flexión ballesta A 15 Kg



Cuadro 21 Resultados prueba dinámica ballesta A

Tipo Ballesta	Peso (kg)	Posición Inicial cm	Flexión cm
Ballesta A	7.5	25	11.3
Ballesta A	10	25	11.7
Ballesta A	15	25	12.5

Posteriormente se repitió la prueba para la ballesta B en iguales condiciones. Ver Fotografía 32, Fotografía 33 Y Fotografía 34.

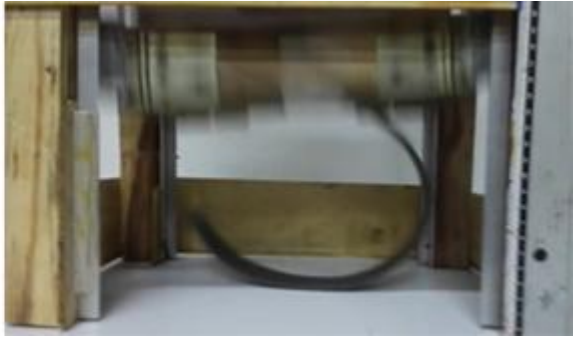
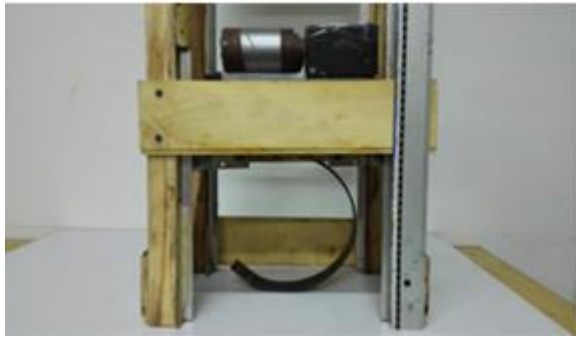
Fotografía 32 Flexión ballesta B 7.5 Kg



Fotografía 33 Flexión ballesta B 10 Kg



Fotografía 34 Flexión ballesta B 15 Kg



Cuadro 22 Resultados prueba dinámica ballesta B

Tipo Ballesta	Peso (kg)	Posición Inicial cm	Flexión cm
Ballesta B	7.5	25	8
Ballesta B	10	25	10.8
Ballesta B	15	25	12.3

Nuevamente se realizó la prueba, en este caso para la ballesta C. Ver Fotografía 35, Fotografía 36, y Fotografía 37.

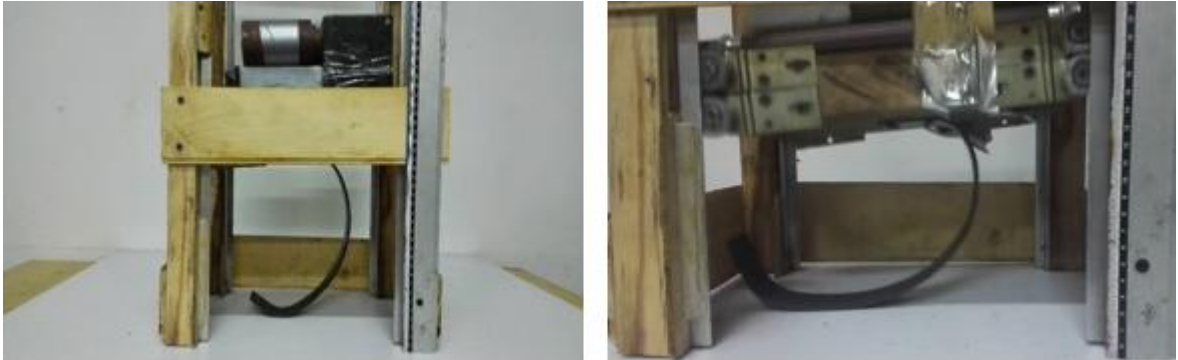
Fotografía 35 Flexión ballesta C 7.5 Kg



Fotografía 36 Flexión ballesta C 10 Kg



Fotografía 37 Flexión ballesta C 15 Kg



Cuadro 23 Resultados prueba dinámica ballesta C

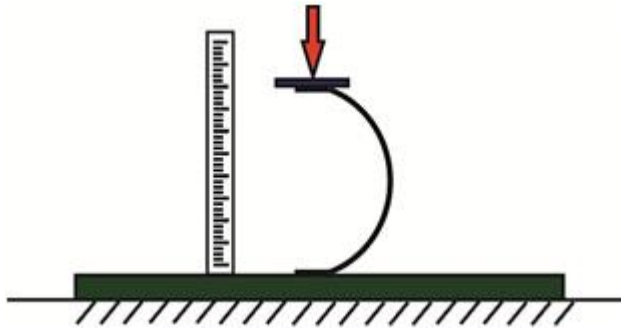
Tipo Ballesta	Peso (kg)	Posición Inicial cm	Flexión cm
Ballesta C	7.5	25	7.3
Ballesta C	10	25	10.1
Ballesta C	15	25	11.5

Finalizadas las pruebas se pudo observar que la ballesta A presenta la mayor flexión (Ver Cuadro 21, Cuadro 22, y Cuadro 23) debido a su radio de curvatura, sin embargo vale mencionar que las tres ballestas no presentaron fallas en el material ni deformaciones permanentes, esto ya que una vez se retira la fuerza, estas vuelven a su forma original, en conclusión las tres diferentes ballestas A B y C resistieron la prueba realizada.

9.3. ENSAYO DE DISIPACIÓN DE ENERGÍA

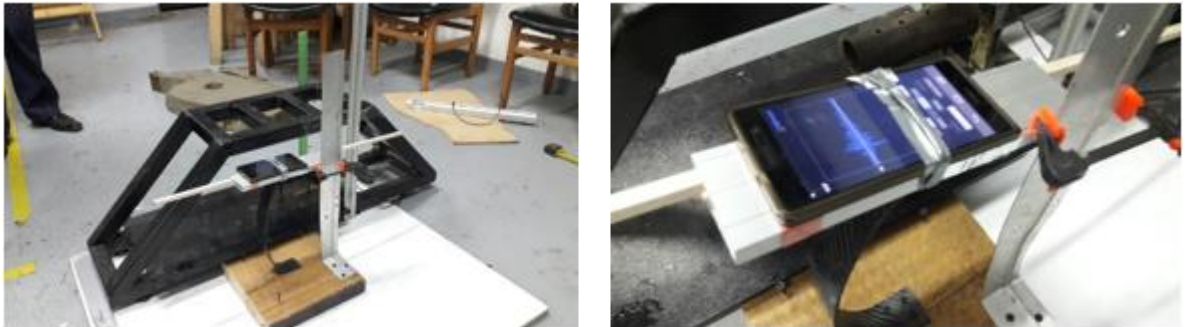
Concluidas las pruebas de resistencia anteriormente realizadas, se hizo necesario seleccionar cuál de estas ballestas sería utilizada en la pieza final, para lo cual el factor determinante fue la forma en que las ballestas disipan la energía. Dicho esto se elaboró un dispositivo fijo al suelo al cual se sujetó cada una de las ballestas en forma inversa. Ver Figura 60.

Figura 60 Montaje ensayo acelerómetro



El experimento consistió en sujetar sobre las ballestas un dispositivo acelerómetro de un teléfono celular Huawei P7-L12, el dispositivo cuenta con un sensor STMicroelectronics de tres ejes, de resolución $0.009576807 \text{ m} / \text{seg}^2$ y un rango máximo de 39.2266 m/s^2 , además se usó el software AccelerometerAnalyzer como interfaz gráfica en el teléfono celular. Sujetado el acelerómetro a la ballesta se aplicó una fuerza sobre las ballesta equivalente a una flexión de 1.5 cm (Ver Fotografía 39), esta luego se liberó obteniendo un comportamiento gráfico de liberación de energía de cada una de las ballestas.

Fotografía 38 Dispositivo para ensayo de acelerómetro



Se realizaron 5 pruebas individuales para cada una de las ballestas A B y C, con una duración de 60 segundos cada una, y una tasa de 48.5 datos por segundo.

Fotografía 39 Aplicación y liberación de la fuerza



Se obtuvo una cantidad aproximada de 2910 datos de aceleraciones por cada prueba. Una vez obtenidos los datos se procedió a graficar de forma inicial la información obtenida en donde se observó que aproximadamente a partir del dato 1800 hacia arriba todas las gráficas tendían a cero; por lo cual se decidió tomar solo 1800 datos para realizar nuestro análisis. Cabe anotar que por falta de un equipo adecuado no podamos obtener datos factibles que nos puedan ayudar y a entender de la mejor forma el fenómeno de la disipación de la energía.

Gráfico 7 Acelerómetro ballesta A

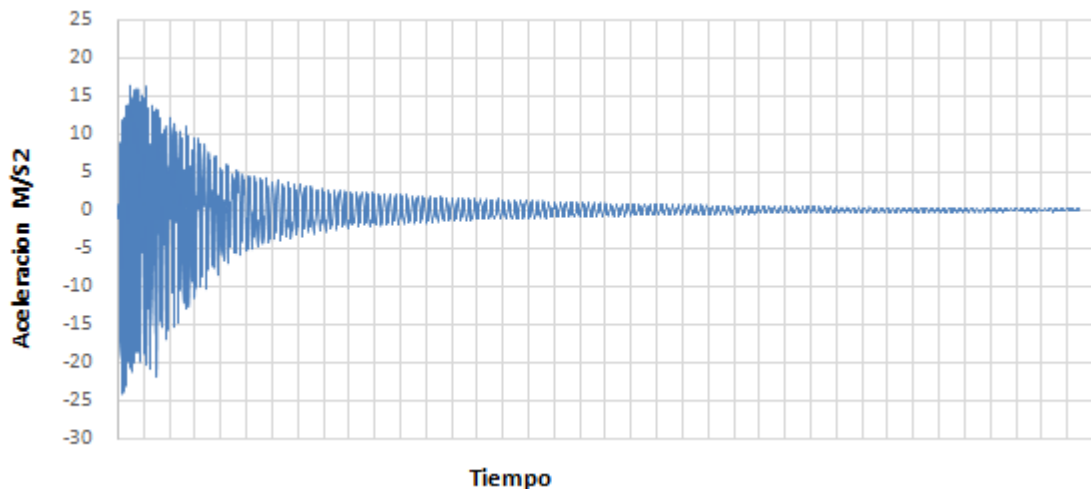


Gráfico 8 Acelerómetro ballesta B

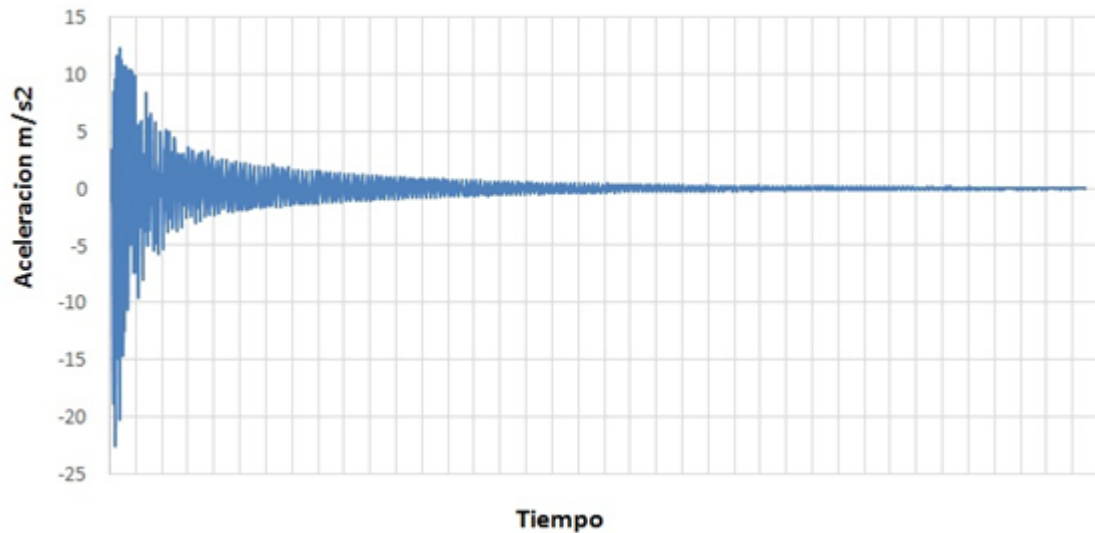
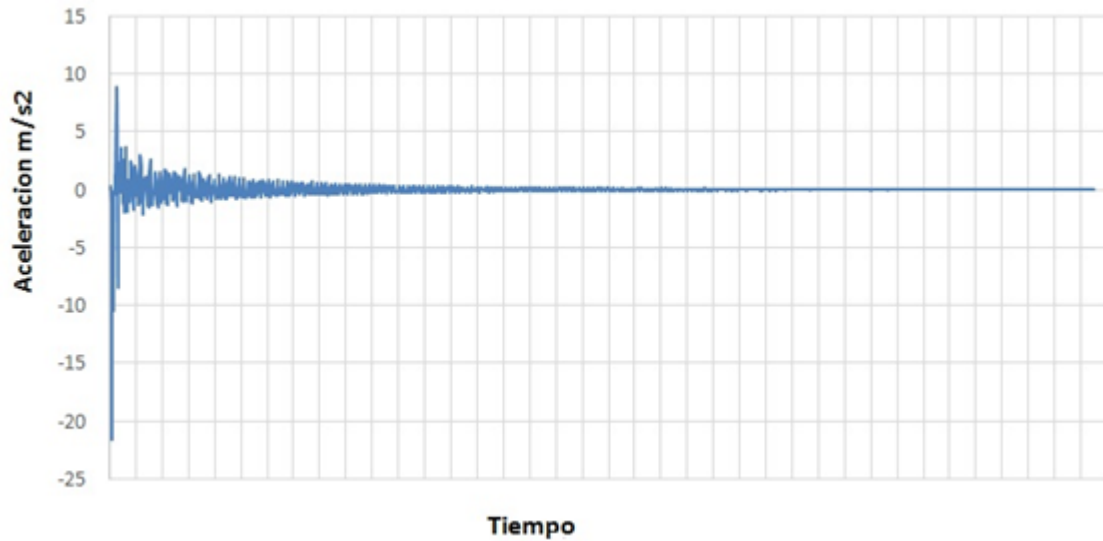
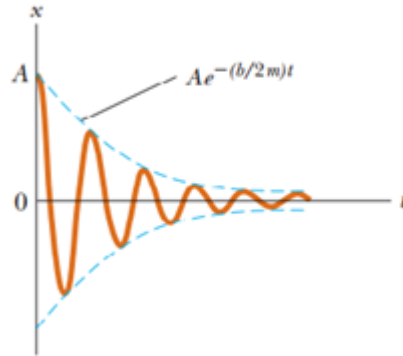


Gráfico 9 Acelerómetro ballesta C



Observando el Gráfico 7, junto con el Gráfico 8 y el Gráfico 9, obtenidos inicialmente se pudo deducir que la disipación de la energía para las ballestas, se realiza en forma de oscilaciones, las cuales van disminuyendo hasta que se disipa totalmente la energía aplicada.

Figura 61 Oscilador amortiguado



Fuente: RAYMOND SERWAY, JOHN JEWETT, física para ciencias e ingeniería, 7 ed, Cengage Learning Editores. México D.F. 2008.

Analizando físicamente este comportamiento, la amplitud disminuye en función del tiempo por lo que las ballestas pueden ser consideradas como osciladores amortiguados¹⁹, (Ver Figura 61), de este modo este comportamiento contempla la existencia de una fuerza retardadora que se opone al movimiento, así como un coeficiente de amortiguamiento específico para cada ballesta. Para obtener un análisis más profundo de este comportamiento, se decidió realizar el correspondiente planteamiento matemático.

Ecuación 63 Posición en movimiento amortiguado

$$x(t) = Ae^{-\frac{b}{2m}t} \cos(\omega t + \delta)$$

Fuente: RAYMOND SERWAY, JOHN JEWETT, física para ciencias e ingeniería, 7 ed, Cengage Learning Editores. México D.F. 2008.

En este caso la Ecuación 63 representa la posición en un movimiento amortiguado, sin embargo la información obtenida en esta prueba, se encuentra en términos de aceleración, por tanto se tuvo que calcular la primera y segunda derivada de esta ecuación.

¹⁹RAYMOND SERWAY, JOHN JEWETT, física para ciencias e ingeniería, 7 ed, Cengage Learning Editores. México D.F. 2008.

Ecuación 64 Primera derivada Velocidad

$$x'(t) = A \frac{\gamma}{2} e^{-\frac{\gamma}{2}t} \cos \omega t + A e^{-\frac{\gamma}{2}t} \omega \sin(\omega t + \delta)$$

Ecuación 65 Segunda derivada Aceleración

$$x''(t) = \frac{A\gamma^2}{4} e^{-\frac{\gamma}{2}t} \cos(\omega t + \delta) + \frac{A\gamma}{2} A \omega e^{-\frac{\gamma}{2}t} \sin(\omega t + \delta) \\ + \frac{A\gamma}{2} A \omega e^{-\frac{\gamma}{2}t} \sin(\omega t + \delta) - A \omega^2 e^{-\frac{\gamma}{2}t} \cos(\omega t + \delta)$$

La Ecuación 65 obtenida, representa en términos de aceleración la curva de tendencia de los gráficos obtenidos. Luego para expresar la ecuación en forma más sencilla, se factorizó y simplifiqué la ecuación.

$$x''(t) = A e^{-\frac{\gamma}{2}t} \left[\frac{\gamma^2}{4} \cos(\omega t + \delta) + \gamma \omega \sin(\omega t + \delta) - \omega^2 \cos(\omega t + \delta) \right]$$

Ecuación 66 Segunda derivada simplificada

$$x''(t) = A \omega^2 e^{-\frac{\gamma}{2}t} \cos(\omega t + \delta)$$

En este punto se obtuvo de una forma más sencilla la ecuación que representa nuestro comportamiento de disipación de energía. Como paso siguiente, se realizó un ajuste por método gráfico de los datos obtenidos en las pruebas, para así realizar el análisis pertinente únicamente con aquellos datos que correspondan al comportamiento característico de este tipo de evento oscilatorio. Por lo cual se procedió a suprimir aquellos datos que se alejaron considerablemente del comportamiento que define la ecuación.

Seguidamente tomando únicamente los datos que correspondan a los valores de t tal que el $(\omega t + \delta) = 0$, es decir el $\cos(\omega t + \delta) = 1$, se puede construir una serie de datos correspondiente a la atenuación $e^{-\frac{\gamma}{2}t}$.

Ecuación 67 Segunda derivada simplificada 2

$$x''(t) = A\omega^2 e^{-\frac{\gamma}{2}t}$$

En donde:

A : Amplitud.

ω : Frecuencia angular.

e : Numero euler

γ : Coeficiente de amortiguación

Con estos nuevos datos filtrados, se graficó la información en Microsoft Word Excel, así como se añadió la línea de tendencia exponencial de los puntos. Ver Gráfico 10, Gráfico 11, y Gráfico 12.

Gráfico 10 Datos filtro acelerómetro ballesta A

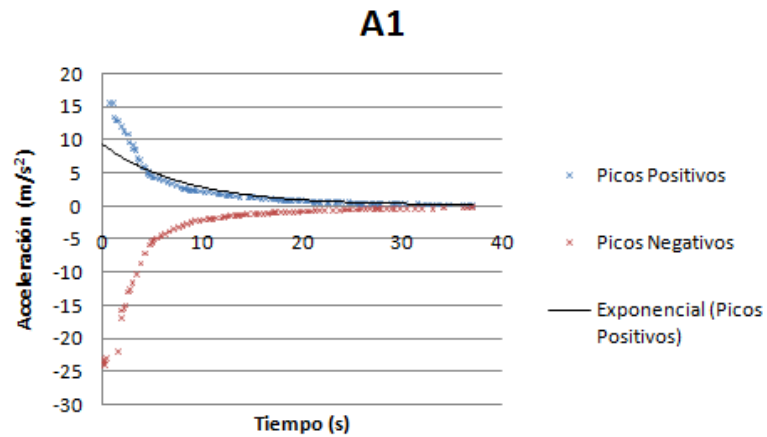


Gráfico 11 Datos filtro acelerómetro ballesta B

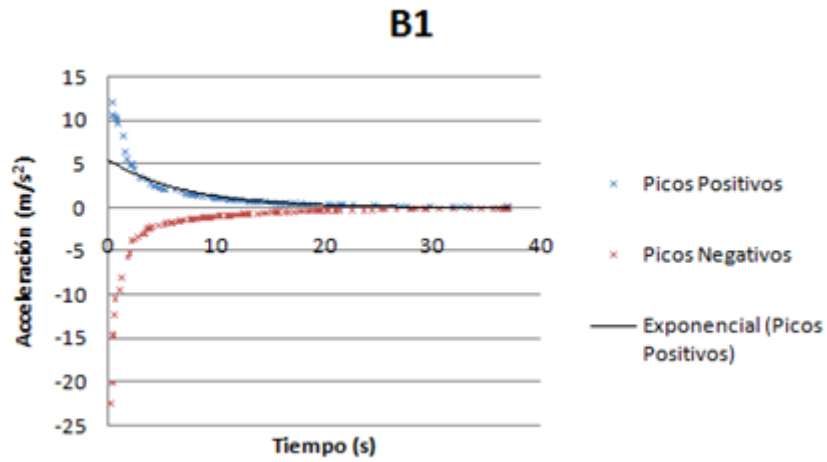
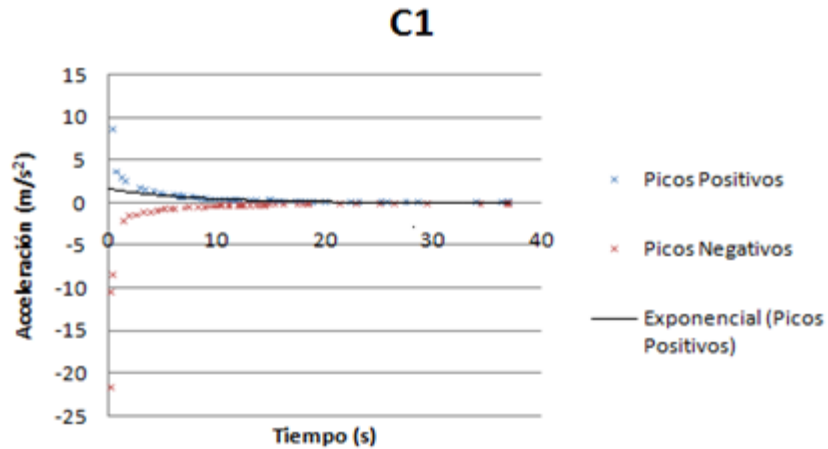


Gráfico 12 Datos filtro acelerómetro ballesta C



Con ayuda de esta herramienta informática se generó la correspondiente ecuación de la línea de tendencia para cada uno de los gráficos obtenidos (Ver Cuadro 24), la cual se genera exponencialmente de la forma mostrada en la Ecuación 68.

Ecuación 68 Ecuación del grafico Excel

$$ae^{bt}$$

Cuadro 24 Ecuaciones línea de tendencia

Prueba	Grafico	Ecuación línea de tendencia ae^{bt}
Ballesta A	A1	$9.3465e^{-0.122x}$
	A2	$9.6128e^{-0.123x}$
	8A3	$9.2651e^{-0.12x}$
	A4	$9.8571e^{-0.124x}$
	A5	$8.867e^{-0.118x}$
Ballesta B	B1	$5.388e^{-0.14x}$
	B2	$5.234e^{-0.123x}$
	B3	$5.1152e^{-0.115x}$
	B4	$4.8712e^{-0.131x}$
	B5	$4.9219e^{-0.132x}$
Ballesta C	C1	$1.7161e^{-0.128x}$
	C2	$1.894e^{-0.131x}$
	C3	$1.802e^{-0.139x}$
	C4	$1.6745e^{-0.134x}$
	C5	$1.6182e^{-0.128x}$

Conociendo la forma en que se muestra las líneas de tendencia de los gráficos, fue posible deducir que el valor a de la Ecuación 68 es igual a el valor $A\omega$ de la Ecuación 67, así como el valor b de la Ecuación 68 es igual al valor $\gamma/2$ de la Ecuación 67.

Ecuación 69 Equivalencia de las ecuaciones

$$ae^{bt} = A\omega^2 e^{-\frac{\gamma}{2}t}$$

$$b = \frac{\gamma}{2}$$

De esta manera fue posible conocer el valor aproximado de γ para cada ballesta, cuyo valor representa el coeficiente de amortiguamiento, valor que indica la tasa de liberación de energía, entre más alto es este valor, la liberación de la energía se realiza más rápido²⁰.

²⁰Ibíd., p. 436.

Cuadro 25 Coeficientes de amortiguación

Prueba	Grafico	Coeficiente de amortiguación γ	$\bar{Y} = \sum \frac{Y_i}{N}$
Ballesta A	A1	0.244	0.242
	A2	0.246	
	A3	0.24	
	A4	0.248	
	A5	0.236	
Ballesta B	B1	0.28	0.256
	B2	0.246	
	B3	0.23	
	B4	0.262	
	B5	0.264	
Ballesta C	C1	0.256	0.264
	C2	0.262	
	C3	0.278	
	C4	0.268	
	C5	0.256	

Analizando los valores de coeficiente de amortiguación obtenidos para cada ballesta a lo largo de las quince pruebas realizadas (Ver Cuadro 25), se observó que estos valores son más altos para la ballesta C; esto quiere decir que esa geometría atenúa la energía de forma más eficiente que las demás ballestas, por tanto se seleccionó la geometría de la ballesta C como óptima para la pieza final.

10. MODIFICACIONES DEL TREN DE ATERRIZAJE

Según las pruebas experimentales realizadas anteriormente, se seleccionó la ballesta C como óptima para ser usada en la pieza final del tren de aterrizaje. Esto implicó realizar una serie de modificaciones al tren principal, entre estas la ballesta así como una serie de nuevas piezas que permiten ensamblar todo el conjunto del tren principal.

10.1. REDISEÑO DEL TREN PRINCIPAL

La primera modificación realizada consistió en realizar un corte en la ballesta principal de tal forma que se pudiese añadir una segunda pieza a la ballesta, sin embargo vale la pena mencionar que la ballesta mantiene la misma geometría del diseño inicial. Ver Figura 62.

Figura 62 Ballesta principal



Adicionalmente se diseñó una nueva pieza tipo tenedor que permita la correcta sujeción de la rueda, en esta nueva pieza se buscó que afectase mínimamente la geometría inicial de la ballesta. Ver Figura 63.

Figura 63 Tenedor principal



Justo a esta nueva pieza se requirió diseñar dos piezas, (Ver Figura 64 y Figura 65) las cuales cumplen la función de unir el tenedor y la ballesta.

Figura 64 Sujetador delantero

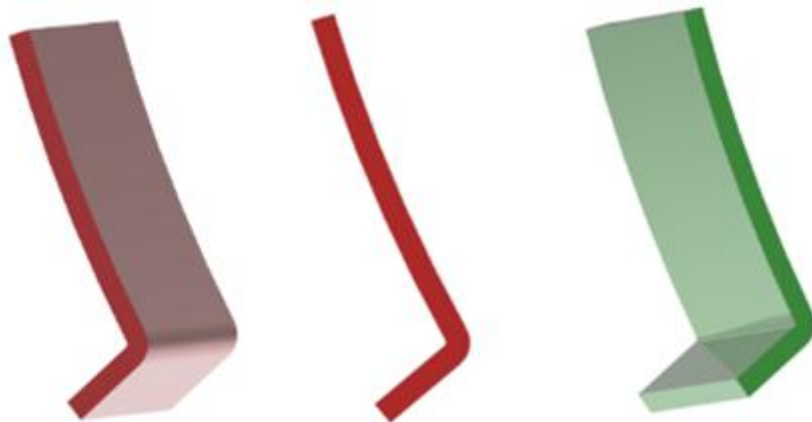


Figura 65 Sujetador trasero



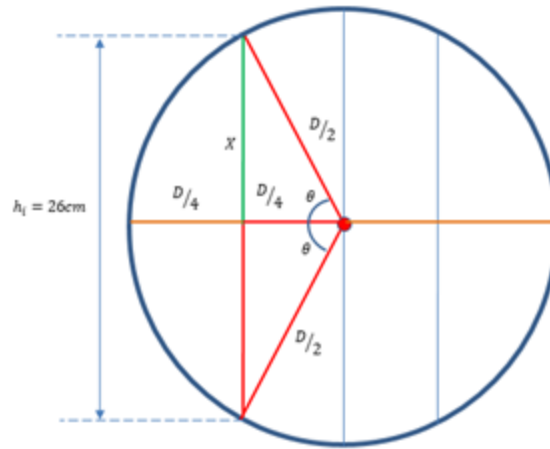
Estos elementos se unen a la ballesta principal mediante tornillos de sujeción, que permiten generar una buena adaptación de todas las piezas. Ver Figura 66.

Figura 66 Unión de piezas tren principal



Ya conocidas las dimensiones de estas nuevas piezas, se procedió a realizar el correspondiente análisis teórico individual para cada una de las piezas, buscando conocer los esfuerzos presentes para cada una de las piezas, cuando son sometidas a una carga estática conocida. Se inicio analizando la ballesta del tren principal estableciendo los parámetros geométricos de la curvatura de dicha pieza. Ver Figura 67.

Figura 67 Curvatura ballesta



Ecuación 70 Angulo curvatura ballesta

$$\theta = \arccos\left(\frac{1/4 D}{1/2 D}\right)$$

$$\theta = \arccos\left(\frac{1}{2}\right)$$

$$\theta = 60^\circ$$

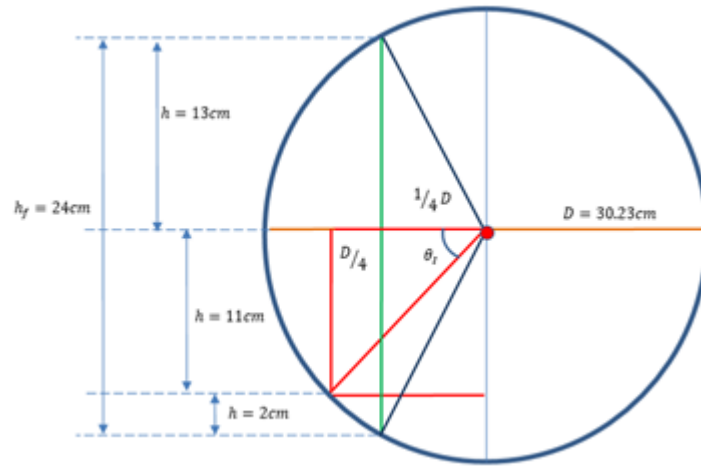
Ecuación 71 Longitudes y diámetro ballesta

$$\text{Sen}\theta = \frac{X}{D/2} \quad X = \frac{D}{2}(\text{Sen}60) \quad X = \frac{0.86}{2}D \quad X = (0.43)D \quad D = \frac{X}{0.43}$$

$$26 \text{ cm} = 2X \quad X = 13 \text{ cm}$$

$$D = \frac{13 \text{ cm}}{0.43} \quad D = 30.23 \text{ cm}$$

Figura 68 Dimensiones ballesta



Junto a estos datos geométricos de la ballesta, se calcularon la superficie de la ballesta y los ángulos de la curvatura, es de mencionar que la curvatura no es completamente simétrica en su parte superior e inferior, por lo que se dividió la curvatura en dos sectores, cada uno de estos con un ángulo de curvatura diferente.

Ecuación 72 Angulo inferior ballesta- función arcsen

$$\theta_I = \text{arcSen} \left(\frac{11\text{cm}}{\frac{D}{2}} \right) \theta_I = \text{arcSen} \left(\frac{11\text{cm}}{\frac{30.23\text{ cm}}{2}} \right)$$

$$\theta_I = \text{arcSen} \left(\frac{11\text{cm}}{15.11\text{cm}} \right) \theta_I = 46.69^\circ$$

$$\theta_T = \theta_I + \theta$$

$$\theta_T = 46.69^\circ + 60^\circ \theta_T = 106.69^\circ$$

$$\theta_T = \frac{106.69^\circ}{180} \pi \quad \theta_T = 0.59\pi \text{ rad}$$

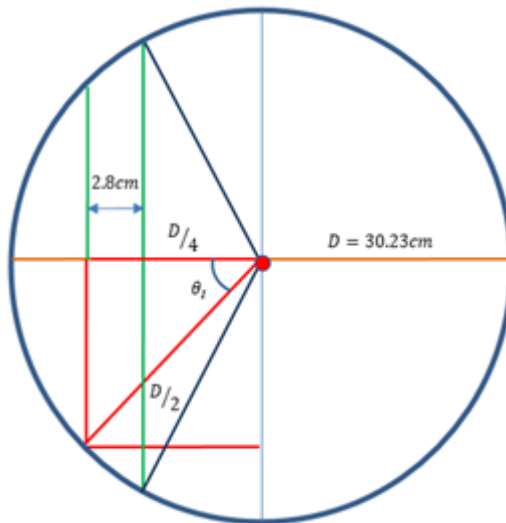
Ecuación 73 Superficie ballesta

$$S = \frac{\theta * D}{2} \quad S = \frac{(0.59\pi)(30.233cm)}{2}$$

$$S = 28.01 \text{ cm}$$

De los resultados anteriores se obtuvo que la ballesta principal corresponde a la curva circunferencial de un diámetro de 30.23cm en un barrido de ángulo de 106.69°, separado en dos ángulos, uno de 60° y otro de 46.69°, en un arco de 28.01 cm. Además de estos valores, se requirió saber la distancia horizontal que se acorta la ballesta en su parte inferior, ya que como se menciona la parte inferior de la curvatura es inferior a la curvatura superior.

Figura 69 Acortamiento ballesta segmento inferior



Ecuación 74 Función coseno

$$\text{Cateto Adyacente} = \frac{D}{2} \text{Cos}46.69^{\circ}$$

$$\text{Cateto Adyacente} = 10.36$$

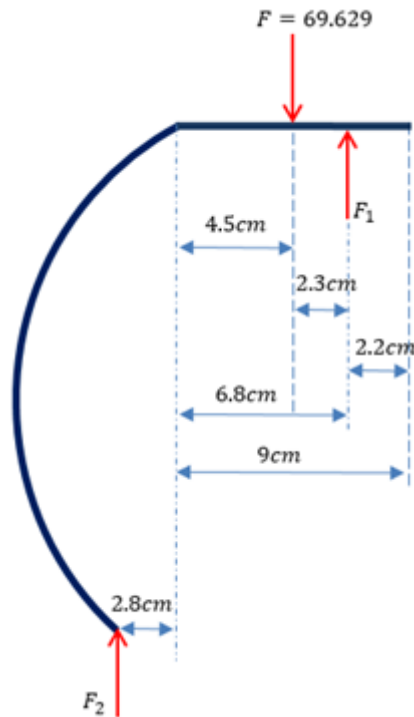
$$10.36 - \frac{D}{4} = 2.80\text{cm}$$

Junto a estos valores, se calcularon las fuerzas presentes en la ballesta principal. Ver Figura 70

Figura 70 Fuerzas en ballesta principal

Ya conocidos estos valores geométricos de la forma circunferencial de la ballesta, se procedió al planteamiento de las ecuaciones que nos permitieron conocer los esfuerzos presentes en la ballesta, esto se realizó mediante la subdivisión de la ballesta en tres tramos denominados AB, BC, CD y DE.

Figura 71 Fuerzas en la ballesta



Ecuación 75 Sumatoria de Fuerzas en la ballesta

$$\sum F = 0 \quad -F + F_1 + F_2 = 0$$

En donde:

F: Fuerza principal en la ballesta

F1: Reacción por punto de sujeción.

F2: Reacción por unión a otra pieza

$$F_1 + F_2 = F$$

$$F_1 + F_2 = 69.629N$$

Ecuación 76 Sumatoria de momentos en la ballesta

$$\sum M_1 = 0 \quad (0.023)F - (0.096)F_2 = 0$$

$$F_2 = \frac{-(0.023)F}{-(0.096)}$$

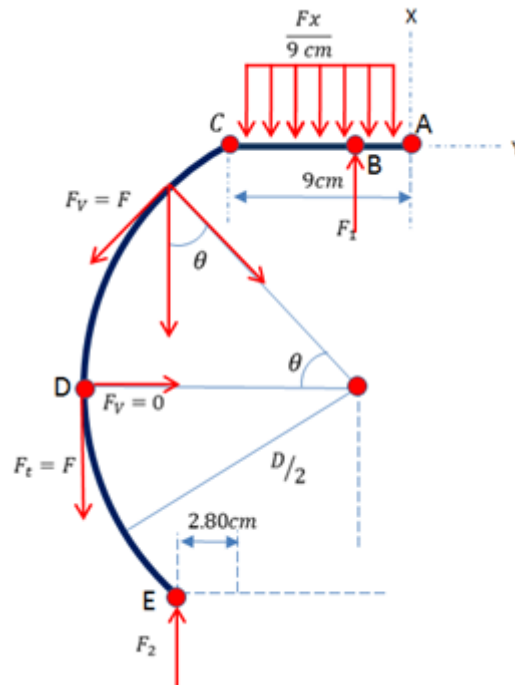
$$F_2 = 16.68 N$$

$$\sum M_2 = 0 \quad -(0.073)F + (0.096)F_1 = 0$$

$$F_1 = \frac{(0.073)F}{(0.096)}$$

$$F_1 = 52.93 N$$

Figura 72 Fuerzas tramo AB Ballesta



Ecuación 77 Sumatoria de fuerzas Tramo AB ballesta

$$\sum F = 0 \quad -\frac{F}{0.09 \text{ m}} x - V = 0$$

$$V = \frac{F}{0.09 \text{ m}} x$$

$$V = -773.65x$$

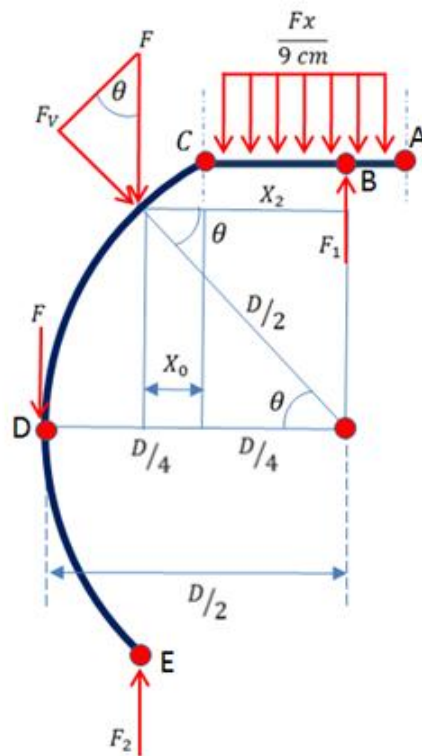
Ecuación 78 Sumatoria de momentos Tramo AB ballesta

$$\sum M = 0 \quad -\frac{F}{0.09 \text{ m}} x * \frac{x}{2} + M = 0$$

$$M = \frac{Fx^2}{0.18 \text{ m}}$$

$$M = 386.82x^2$$

Figura 73 Fuerzas tramo BC ballesta



Ecuación 79 Sumatoria de fuerzas Tramo BC ballesta

$$\sum F = 0 \quad -\frac{F}{0.09 \text{ m}}x + F_1 - V = 0$$

$$V = -\frac{F}{0.09 \text{ m}}x + F_1$$

$$V = -773.65x + 52.93$$

Ecuación 80 Sumatoria de momentos Tramo BC ballesta

$$\sum M = 0 \quad -\frac{F}{0.09 m} x * \frac{x}{2} + F_1(x - 0.022) + M = 0$$

$$M = 386.82x^2 - 52.93x + 1.164$$

Ecuación 81 Angulo θ tramo CD

$$X_2 = \frac{1}{4}D + X_0$$

$$X_2 = \frac{1}{2}D \cos \theta$$

$$\frac{D}{2} \cos \theta = \frac{1}{4}D + X_0$$

$$\cos \theta = \frac{1}{2} + \frac{2X_0}{D} = \frac{D + 4X_0}{2D}$$

$$\theta = \arccos\left(\frac{D + 4X_0}{2D}\right)$$

Ecuación 82 Distancia horizontal hasta el punto de análisis

$$X = 0.09m + X_0$$

$$X_0 = X - 0.09m$$

Ecuación 83 Angulo tramo θ CD

$$\theta = \arccos\left(\frac{D + 4(X - 0.09m)}{2D}\right)$$

Ecuación 84 Sumatoria fuerzas tramo CD ballesta

$$\sum F = 0 \quad -F \operatorname{Sen} \theta + F_1 \operatorname{Sen} \theta - V = 0$$

$$V = -F \operatorname{Sen} \theta + F_1 \operatorname{Sen} \theta$$

$$V = -16.699 \operatorname{Sen} \left[\arccos \left(\frac{D + 4x_0}{2D} \right) \right]$$

$$V = -16.699 \operatorname{Sen} \left[\arccos \left(\frac{D + 4(x - 0.09)}{2D} \right) \right]$$

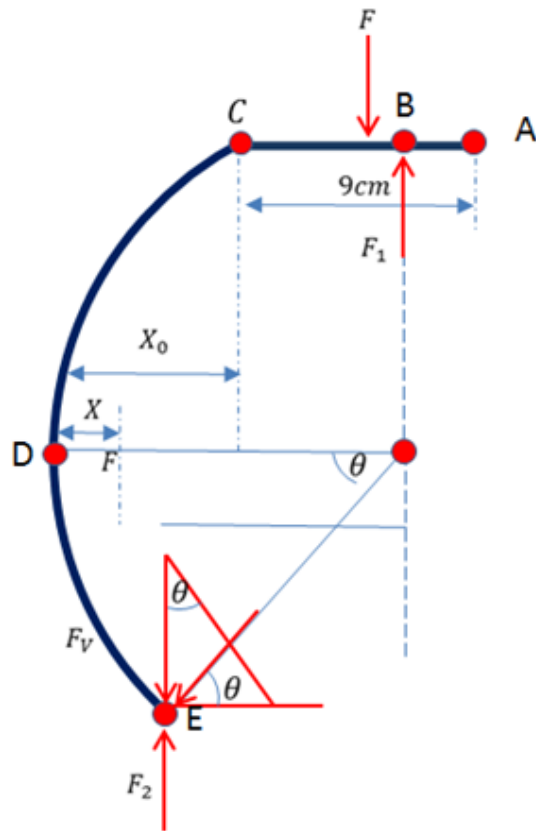
Ecuación 85 Sumatoria momentos tramo CD ballesta

$$\sum M = 0 \quad -F(x - 0.045) + F_1(x - 0.022) + M = 0$$

$$-69.629x + 3.133 + 52.93x - 1.164 + M = 0$$

$$M = 16.699x - 1.969$$

Figura 74 Tramo DE ballesta



Ecuación 86 Sumatoria fuerzas tramo DE ballesta

$$\sum F = 0 \quad -F \text{ Sen } \theta + F_1 \text{ Sen } \theta + V = 0$$

$$V = -F \text{ Sen } \theta + F_1 \text{ Sen } \theta$$

$$V = (F - F_1) \text{ Sen } \theta$$

$$V = 16.699 \text{ Sen} \left[\arccos \left(\frac{D + 4x_0}{2D} \right) \right]$$

$$V = 16.699 \text{ Sen} \left[\arccos \left(\frac{D + 4(0.241 - x)}{2D} \right) \right]$$

Ecuación 87 Sumatoria momentos tramo DE ballesta

$$\sum M = 0 \quad -F(0.286 - x) + F_1(0.309 - x) + M = 0$$

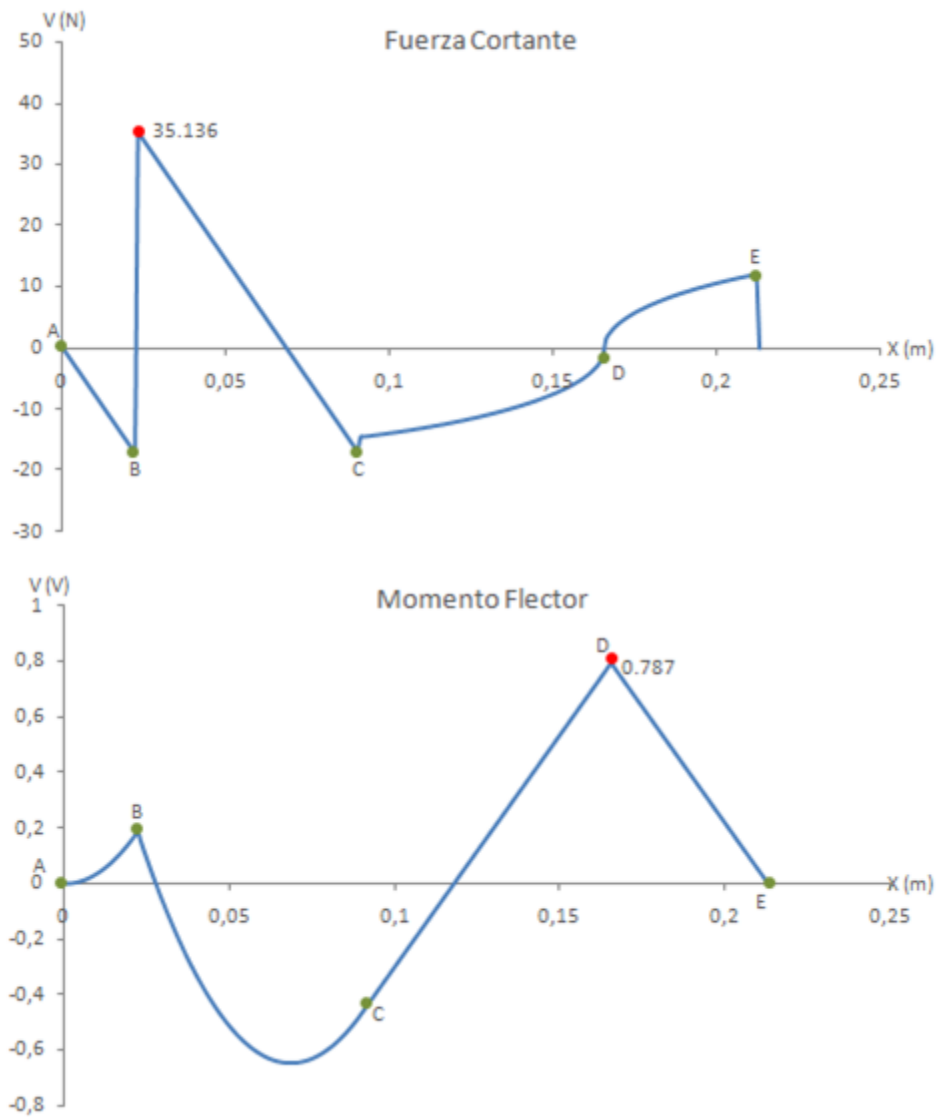
$$M = 69.629(0.286 - x) - 52.93(0.309 - x)$$

$$M = 19.91 - 69.629x - 16.35 + 52.93x$$

$$M = -16.699x + 3.56$$

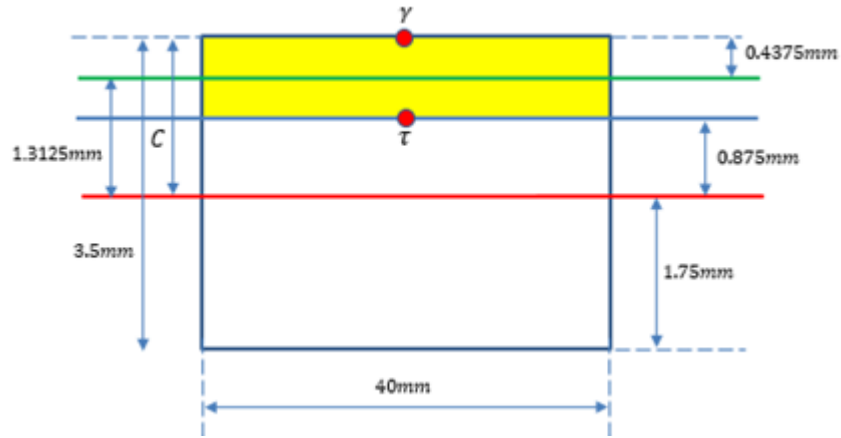
Halladas las ecuaciones, se usaron para graficar las fuerzas cortantes y momentos flectores presentes a lo largo de la ballesta. Ver Gráfico 13

Gráfico 13 Fuerzas y momentos en ballesta



Posteriormente para el cálculo del esfuerzo cortante y flector, se tomaron los máximos valores obtenidos de fuerza cortante y momento flector, calculados a su vez en los puntos donde dichos esfuerzos son máximos en la sección transversal de la estructura.

Figura 75 Sección transversal ballesta



Ecuación 88 Fuerza cortante en ballesta

$$V = 35.136N$$

Ecuación 89 Momento flector en ballesta

$$M = 787 N.mm$$

Ecuación 90 Primer momento de inercia

$$Q = \bar{Y}A$$

$$Q = (1.3125mm)(40mm)(0.875mm)$$

$$Q = 45.93mm^3$$

Ecuación 91 Momento de inercia del área

$$I = \frac{(40mm)(3.5mm)^3}{12}$$

$$I = 142.91mm^4$$

Ecuación 92 Esfuerzo cortante

$$\tau = \frac{V * Q}{I * T}$$

$$\tau = \frac{(35.136N)(45.93mm^3)}{(142.91mm^4)(40mm)}$$

$$\tau = 0.282 \frac{N}{mm^2}$$

Ecuación 93 Esfuerzo flector

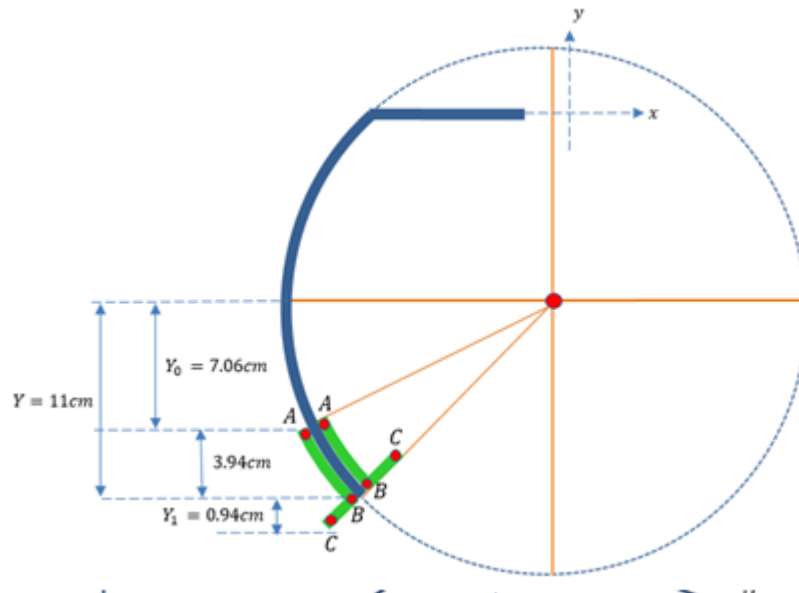
$$\gamma = \frac{MC}{I}$$

$$\gamma = \frac{(787.9 N \cdot mm)(1.75mm)}{142.91mm^4}$$

$$\gamma = 9.648 \frac{N}{mm^2}$$

Se repitió el mismo procedimiento teórico para las demás piezas, en este caso continuando con los sujetadores de la ballesta.

Figura 76 Sujetador ballesta



Se establecieron los parámetros geométricos para esta pieza en específico, los cuales permitieron realizar el posterior planteamiento de las ecuaciones de fuerzas y momentos

$$D = 30.23\text{cm} \quad S = 4.97\text{cm}$$

$$S = \frac{D}{2}\theta$$

$$\theta = \frac{2S}{D} \quad \theta = \frac{(2)(4.97\text{cm})}{30.23\text{cm}} \quad \theta = 0.3288 \text{ rad} \quad \theta = 0.3288 \text{ rad} \frac{180^\circ}{3.1416}$$

$$\theta = 18.83^\circ$$

$$\beta = 46.69 - 18.83^\circ$$

$$\beta = 27.86^\circ$$

$$Y_0 = \frac{D}{2} (\text{Sen}27.86) Y_0 = \frac{30.23\text{cm}}{2} (\text{Sen}27.86) Y_0 = 7.06\text{cm}$$

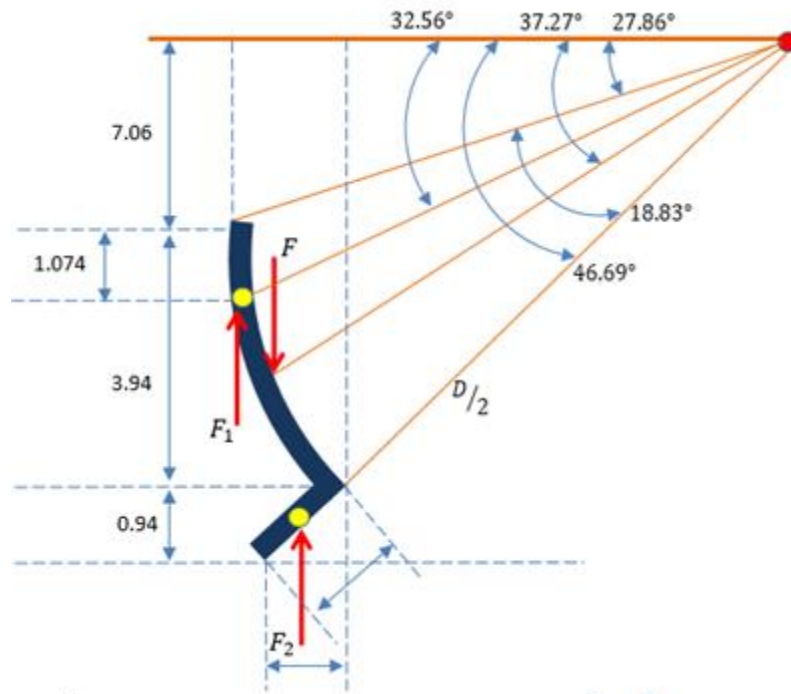
$$\text{Sen}46.69 = \frac{Y_1}{1.3\text{cm}} Y_1 = (1.3\text{cm})(\text{Sen}46.69) Y_1 = 0.94\text{cm}$$

$$\text{Sen}\beta = \frac{Y_0 + Y}{\frac{D}{2}} \quad \beta = \text{arcSen} \left[\frac{2(Y_0 + Y)}{D} \right]$$

$$X = \frac{D}{2} \text{Cos}27.86 - \frac{D}{2} \text{Cos}\beta$$

$$X = \frac{D}{2} \left[\text{Cos}27.86 - \text{Cos}(\text{arcSen} \left(\frac{2(Y_0 + Y)}{D} \right)) \right]$$

Figura 77 Fuerzas en sujetador delantero



Se calcularon las distancias entre los puntos de aplicación de las fuerzas, junto con sus correspondientes magnitudes.

Ecuación 94 Distancia entre fuerzas

$$D_{FF1} = \frac{D}{2} (\cos 32.56 - \cos 37.27) = 0.7109 \text{ cm}$$

$$D_{FF2} = \frac{D}{2} (\cos 32.56 - \cos 46.69) - \frac{\frac{0.94}{2}}{\tan 46.69} = 1.9282 \text{ cm}$$

$$D_{FF2} = \frac{D}{2} (\cos 37.27 - \cos 46.69) - \frac{\frac{0.94}{2}}{\tan 46.69} = 1.2173 \text{ cm}$$

Ecuación 95 Sumatoria fuerzas en sujetador delantero

$$\sum F = 0 \quad F_1 + F_2 - F = 0$$

En donde:

F: Fuerza principal en la ballesta

F1: Reacción por punto de sujeción.

F2: Reacción por punto de sujeción.

$$F = F_1 + F_2$$

$$F_1 + F_2 = 69.629 \text{ N}$$

Ecuación 96 Sumatoria de momentos en sujetador delantero

$$\sum M_1 = 0 \quad -F(0.7109) + F_2(1.9282) = 0$$

$$F_2 = \frac{F(0.7109)}{(1.9282)}$$

$$F_2 = \frac{(69.629)(0.7109)}{(1.9282)}$$

$$F_2 = 25.671 \text{ N}$$

$$\sum M_2 = 0 \quad F(1.2173) - F_1(1.9282) = 0$$

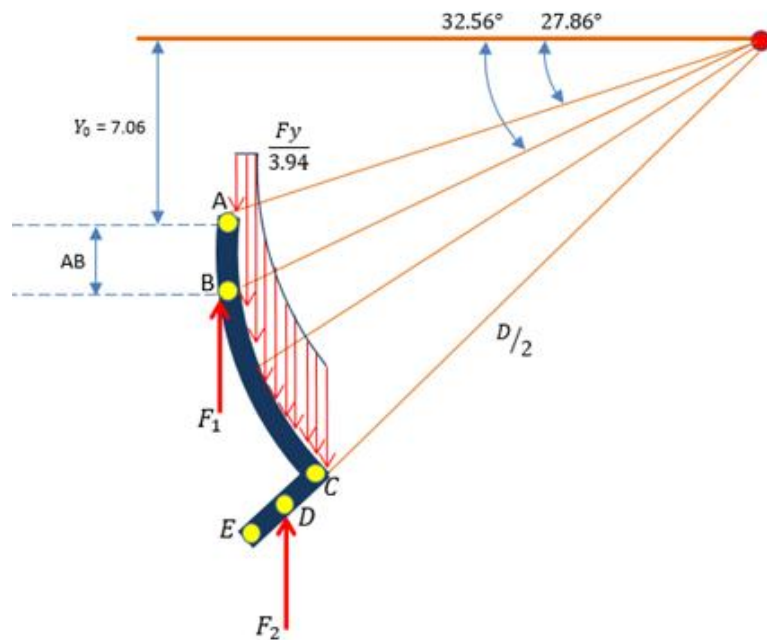
$$F_1 = \frac{F(1.2173)}{(1.9282)}$$

$$F_1 = \frac{(69.629)(1.2173)}{(1.9282)}$$

$$F_1 = 43.957 \text{ N}$$

Junto con estos valores se calculo el valor x_0 , correspondiente a la distancia horizontal entre los puntos A y B.

Figura 78 Distancias en sujetador delantero



$$\text{Sen}32.56 = \frac{\overline{AB} + y_0}{D/2}$$

$$\overline{AB} = D/2 \text{Sen}32.56 - y_0$$

$$\overline{AB} = 1.074$$

$$x = x_0 + x_1$$

$$x_1 = x - x_0$$

$$x = \frac{D}{2} \left[\text{Cos}27.86 - \text{Cos}(\text{arcSen} \left(\frac{2(y_0 + y)}{D} \right)) \right]$$

$$x_0 = \frac{D}{2} (\text{cos}27.86 - \text{cos}32.56)$$

$$x_0 = 0.6237 \text{ cm}$$

Ecuación 97 Sumatoria fuerzas tramo AB

$$\sum F = 0 \quad -\frac{Fy}{3.94} * \text{Sen}\beta - V = 0$$

$$V = -\frac{F}{3.94} * y * \left(\frac{y_0 + y}{D/2} \right)$$

$$V = -\frac{Fy(2)}{3.94 D} * (y_0 + y)$$

$$V = -(1.169y)(7.06 + y)$$

$$V = -1.169y^2 - 8.254y$$

Ecuación 98 sumatoria momentos tramo AB

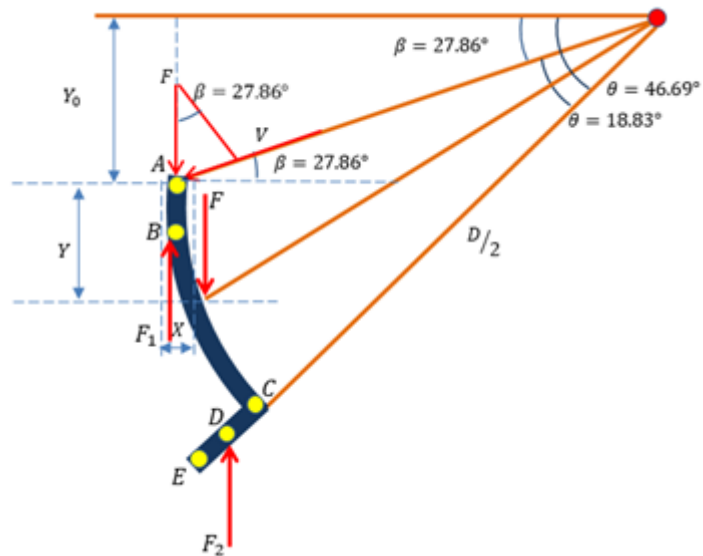
$$\sum M = 0 \quad -\frac{Fy}{3.94}x * \frac{x}{2} + M = 0$$

$$M = -\frac{Fy}{3.94} * \frac{x}{2}$$

$$M = -\frac{Fy}{7.88} * \frac{D}{2} \left[\cos 27.86 - \cos \left(\text{arcSen} \left(\frac{2(y_0 + y)}{D} \right) \right) \right]$$

$$M = -133.55y [0.884 - \cos(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y))]$$

Figura 79 Tramo BC sujetador delantero



Ecuación 99 Sumatoria de fuerzas tramo BC

$$\sum F = 0 \quad -\frac{Fy}{3.94} \text{Sen} \beta + F_1 \text{Sen} \beta - V = 0$$

$$V = -17.67y + 43.957(\text{Sen} \beta)$$

$$V = -17.67y + 43.957 \left(\frac{y_0 + y}{D/2} \right)$$

$$V = -17.67y + 43.957 \left(\frac{7.06 + y}{15.115} \right)$$

$$V = (-17.67y + 43.957)(0.4670 + 0.0661y)$$

$$V = -8.2518y - 1.1679y^2 + 20.527 + 2.905y$$

$$V = -1.1679y^2 - 5.3468y + 20.527$$

Ecuación 100 Sumatoria momentos tramo BC

$$133.55y[0.884 - \text{Cos}(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y))] - F_1 \left[\frac{D}{2} (\text{Cos}27.86 - \text{Cos}(\text{arcSen} \left(\frac{2(y_0 + y)}{D} \right)) - 0.6237] + M = 0$$

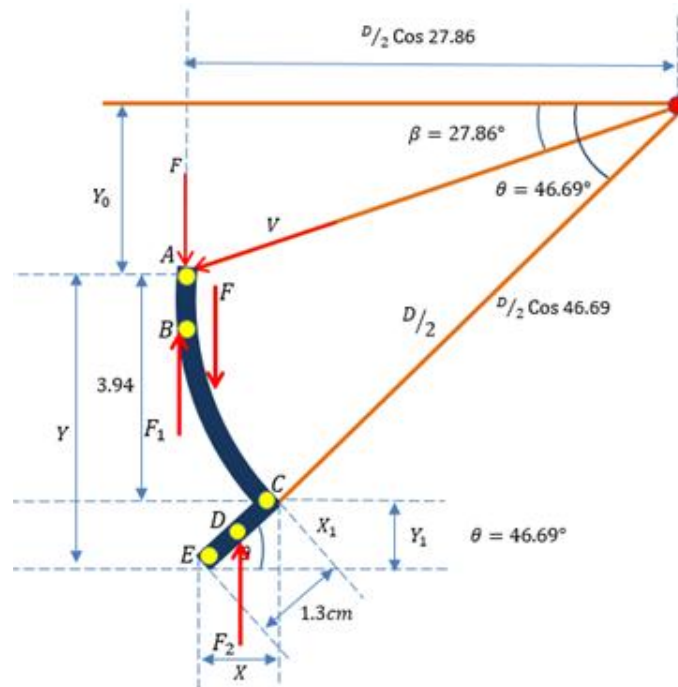
$$133.55y[0.884 - \text{Cos}(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y))] - 43.957[15.115(0.884 - \text{Cos}(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y)) - 0.6237] + M = 0$$

$$133.55y[0.884 - \text{Cos}(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y))] - 664.41(0.884 - \text{Cos}(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y)) + 27.416 + M = 0$$

$$(133.55y - 664.41)(0.884 - \text{Cos}(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y)) + 27.416 + M = 0$$

$$M = -27.416 - (133.55y - 664.41)(0.884 - \text{Cos}(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y))$$

Figura 80 Tramo CD sujetador delantero



Ecuación 101 Sumatoria de fuerzas CD sujetador delantero

$$\sum F = 0 \quad -F(\cos 46.69) + F_1(\cos 46.69) - V = 0$$

$$V = 17.61$$

Ecuación 102 Sumatoria de momentos CD sujetador delantero

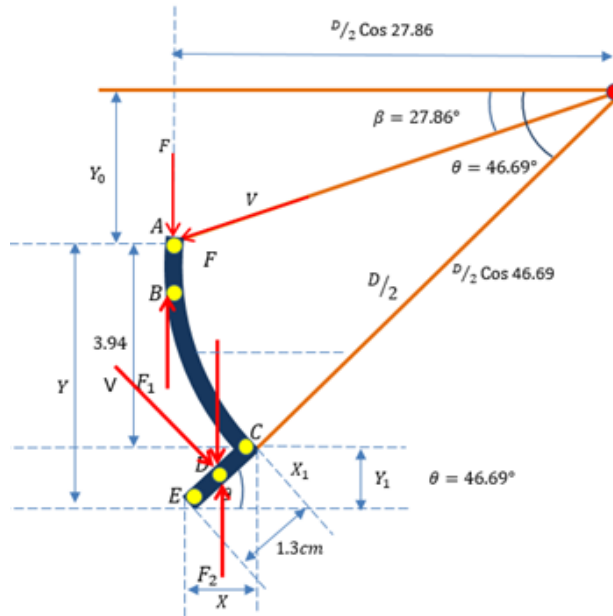
$$M = -69.629x + 92.926 + 43.957x - 27.416$$

$$M = -25.672x + 65.51$$

$$M = -11.249 + 25.672 \left(2.99 \frac{(y - 3.94)}{\tan 46.69} \right)$$

$$M = -24.20y - 106.599$$

Figura 81 Tramo DE sujetador delantero



Ecuación 103 Sumatoria de fuerzas DE sujetador delantero

$$\sum F = 0 F(\cos 46.69) + F_1(\cos 46.69) + F_2(\cos 46.69) - V = 0$$

$$V = 0$$

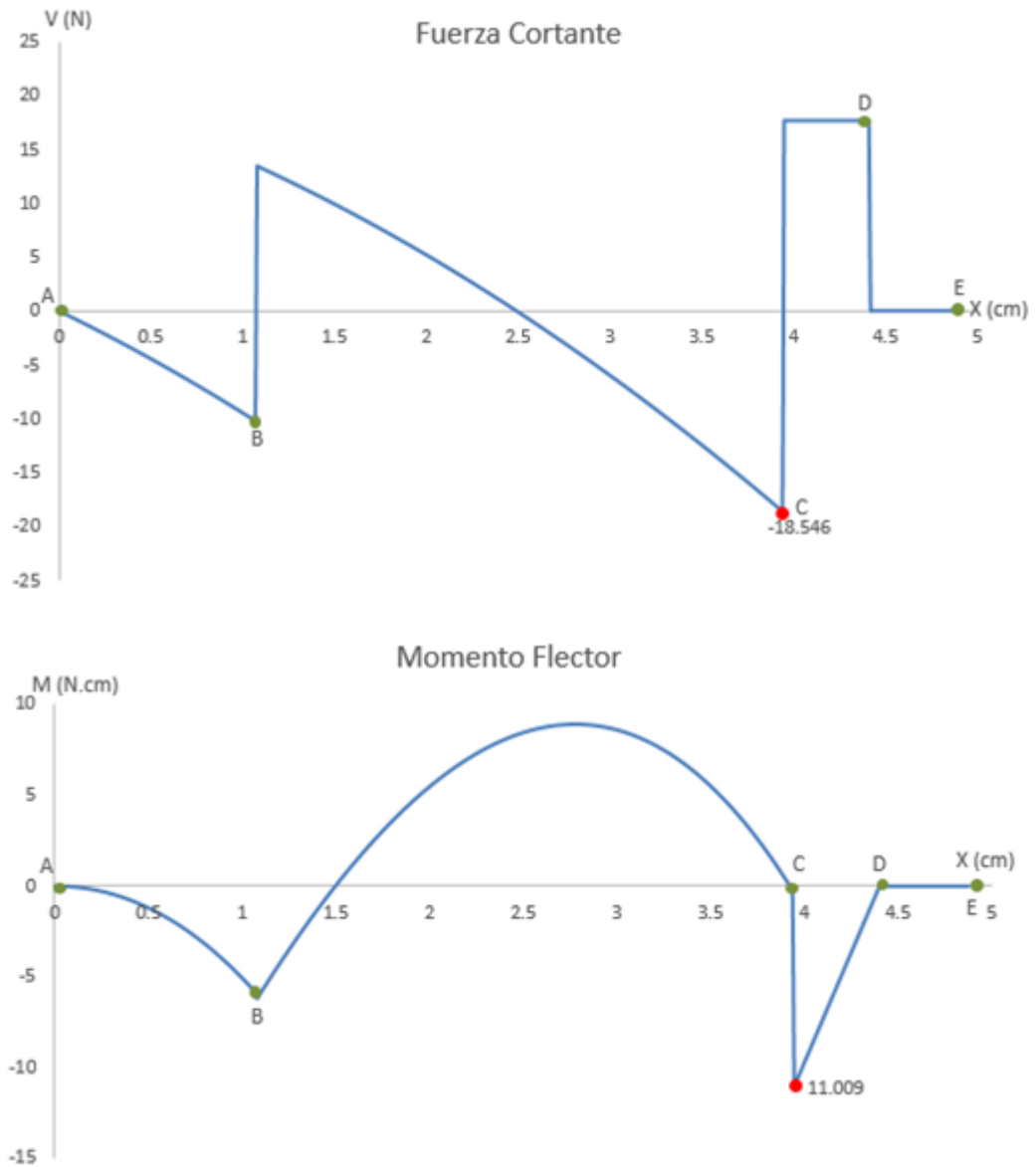
Ecuación 104 Sumatoria de momentos DE sujetador delantero

$$\sum M = 0 F(x - 1.3346) - F_1(x - 0.6237) + F_2 \left(2.99 - \frac{0.94}{2 \tan 46.69} - x \right) + M = 0$$

$$M = 0$$

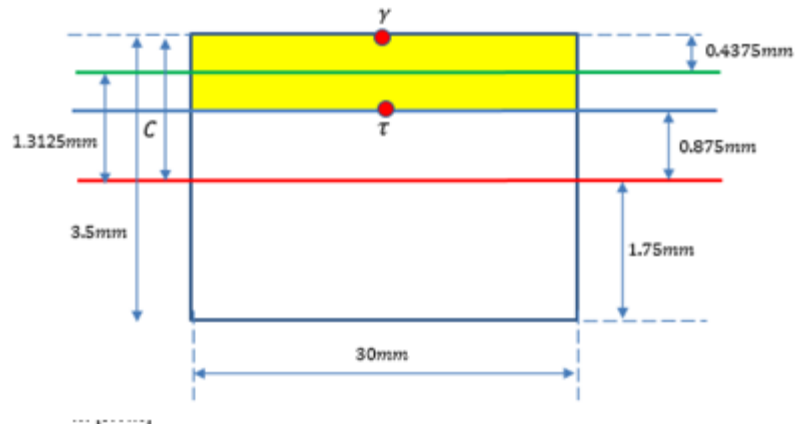
Graficando las ecuaciones se obtuvo el grafico de fuerzas cortantes y momentos flectores sobre este sujetador.

Gráfico 14 Fuerzas y momentos sujetador delantero



Conociendo los valores más altos de fuerzas y momentos se calculo finalmente el esfuerzo cortante y flector de la pieza.

Gráfico 15 Sección transversal sujetador delantero



Ecuación 105 Primer momento de area

$$Q = (1.3125mm)(30mm)(3.5mm)$$

$$Q = 137.81mm^3$$

Ecuación 106 Momento de inercia de área sujetador delantero

$$I = \frac{bh^3}{12}$$

$$I = \frac{(30mm)(3.5mm)^3}{12}$$

$$I = 107.18mm^4$$

Ecuación 107 Esfuerzo cortante sujetador delantero

$$\tau = \frac{(18.546N)(137.8mm^3)}{(107.18mm^4)(30mm)}$$

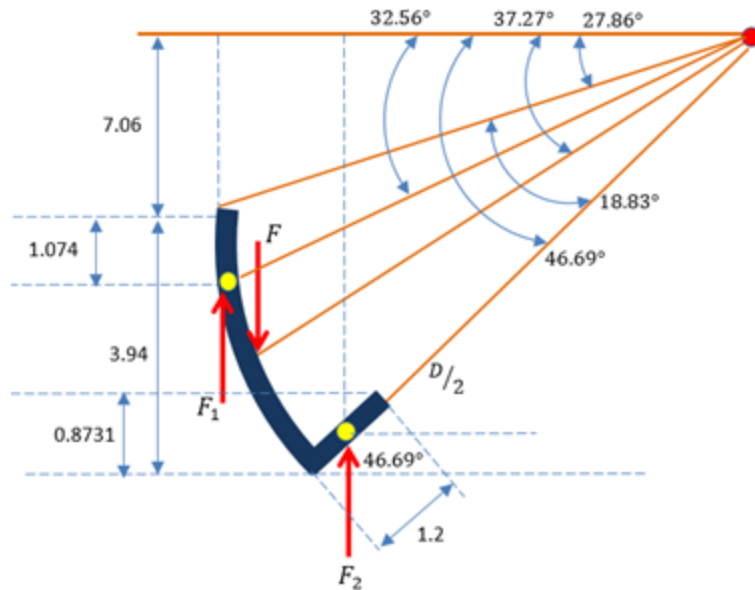
$$\tau = 0.794 \frac{N}{mm^2}$$

Ecuación 108 Esfuerzo flector sujetador delantero

$$\gamma = \frac{(110.09 Nmm)(1.75 mm)}{107.18 mm^4}$$

$$\gamma = 1.797 \frac{N}{mm^2}$$

Figura 82 Fuerzas en sujetador trasero



Se calculo y estableció las distancias perpendiculares entre las fuerzas, así como sus magnitudes.

$$D_{FF1} = \frac{D}{2} (\cos 32.56 - \cos 37.27) = 0.7109 \text{ cm}$$

$$D_{FF2} = \frac{D}{2} (\cos 32.56 - \cos 46.69) - \frac{\frac{0.94}{2}}{\tan 46.69} = 1.9282 \text{ cm}$$

$$D_{FF2} = \frac{D}{2} (\cos 37.27 - \cos 46.69) - \frac{\frac{0.94}{2}}{\tan 46.69} = 1.2173 \text{ cm}$$

Ecuación 109 Sumatoria de fuerzas en sujetador trasero

$$\sum F = 0 \quad F_1 + F_2 - F = 0$$

$$F = F_1 + F_2$$

$$F_1 + F_2 = 69.629 \text{ N}$$

Ecuación 110 Sumatoria de momentos en sujetador trasero

$$\sum M_1 = 0 \quad -F(0.7109) + F_2(2.7828) = 0$$

$$F_2 = \frac{F(0.7109)}{(2.7828)}$$

$$F_2 = \frac{(69.629)(0.7109)}{(2.7828)}$$

$$F_2 = 17.787 \text{ N}$$

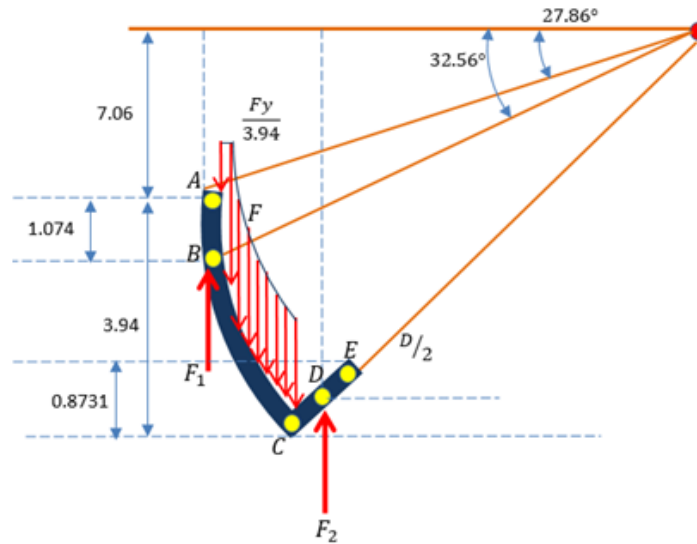
$$\sum M_2 = 0 \quad -F_1(2.7828) + F(2.0718) = 0$$

$$F_1 = \frac{F(2.0718)}{(2.7828)}$$

$$F_1 = \frac{(69.629)(2.0718)}{(2.7828)}$$

$$F_1 = 51.83 \text{ N}$$

Figura 83 Fuerzas tramo AB sujetador trasero



Se repitió el mismo procedimiento de la pieza anterior, para calcular el valor x_0 de esta pieza.

$$\text{Sen}32.56 = \frac{\overline{AB} + y_0}{D/2}$$

$$\overline{AB} = D/2 \text{ Sen}32.56 - y_0$$

$$\overline{AB} = 1.074$$

$$x = x_0 + x_1$$

$$x_1 = x - x_0$$

$$x = \frac{D}{2} \left[(\text{Cos}27.86 - \text{Cos}(\text{arcSen}\left(\frac{2(y_0 + y)}{D}\right))) \right]$$

$$x_0 = \frac{D}{2} (\cos 27.86 - \cos 32.56)$$

$$x_0 = 0.6237$$

Ecuación 111 Sumatoria fuerzas cortantes tramo AB sujetador trasero

$$\sum F = 0 \quad -\frac{Fy}{3.94} * \text{Sen}\beta - V = 0$$

$$V = -\frac{Fy}{3.94} \left(\frac{y_0 + y}{D/2} \right)$$

$$V = -\frac{Fy(2) * (y_0 + y)}{3.94 D}$$

$$V = -\frac{(69.629)(y)(2) * (y_0 + y)}{(3.94)(30.23)}$$

$$V = -(1.1691y)(7.06 + y)$$

$$V = -1.1691y^2 - 8.254y$$

Ecuación 112 Sumatoria momentos tramo AB sujetador trasero

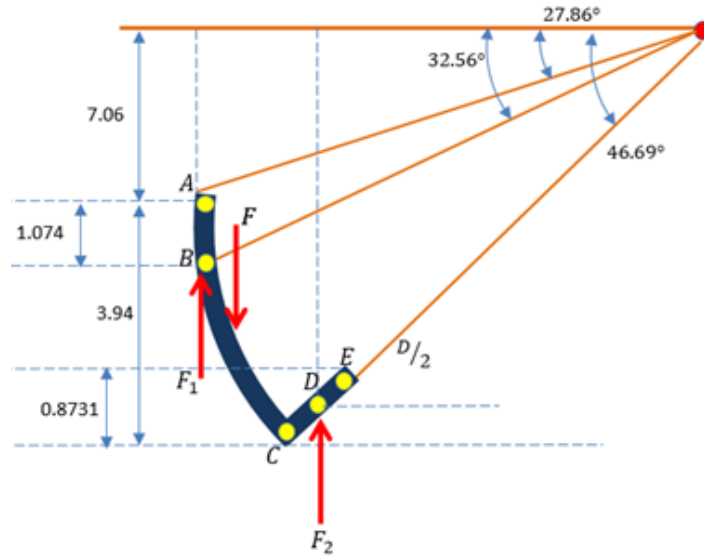
$$\sum M = 0 \quad \frac{Fy}{3.94} x * \frac{x}{2} + M = 0$$

$$M = -\frac{Fy}{3.94} * \frac{x}{2}$$

$$M = -\frac{(69.629)y}{7.88} * \frac{D}{2} \left[\cos 27.86 - \cos \left(\text{arcSen} \left(\frac{2(y_0 + y)}{D} \right) \right) \right]$$

$$M = -133.55y [0.884 - \cos(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y))]$$

Figura 84 Sujetador trasero tramo BC



Ecuación 113 Sumatoria fuerzas cortantes tramo BC sujetador trasero

$$\sum F = 0 \quad -\frac{Fy}{3.94} \text{Sen}\beta + F_1 \text{Sen}\beta - V = 0$$

$$V = -17.67y + 51.83(\text{Sen}\beta)$$

$$V = -17.67y + 51.83 \left(\frac{y_0 + y}{D/2} \right)$$

$$V = -17.67y + 51.83 \left(\frac{7.06 + y}{15.115} \right)$$

$$V = (-17.67y + 51.83)(0.4670 + 0.0661y)$$

$$V = -8.2518y - 1.1679y^2 + 24.20 + 3.425y$$

$$V = -1.1679y^2 - 4.826y + 24.20$$

Ecuación 114 Sumatoria momentos tramo BC sujetador trasero

$$133.55y[0.884 - \text{Cos}(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y))] - F_1 \left[\frac{D}{2} (\text{Cos}27.86 - \text{Cos}(\text{arcSen}\left(\frac{2(y_0 + y)}{D}\right)) - 0.6237) \right] + M = 0$$

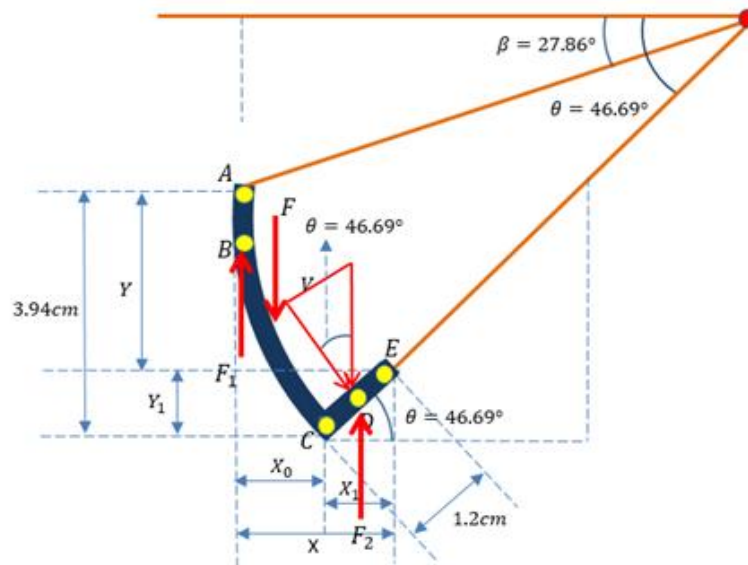
$$133.55y[0.884 - \text{Cos}(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y))] - 51.83[15.115(0.884 - \text{Cos}(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y)) - 0.6237)] + M = 0$$

$$133.55y[0.884 - \text{Cos}(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y))] - 783.41(0.884 - \text{Cos}(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y)) + 32.326 + M = 0$$

$$(133.55y - 783.41)(0.884 - \text{Cos}(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y)) + 32.326 + M = 0$$

$$M = -32.326 - (133.55y - 783.41)(0.884 - \text{Cos}(\text{arcSen}(0.4670 + 0.066y)))$$

Figura 85 Fuerzas en tramo CD



Ecuación 115 Sumatoria fuerzas tramo CD sujetador trasero

$$\sum F = 0 \quad -F(\cos 46.69) + F_1(\cos 46.69) - V = 0$$

$$V = 12.209$$

Ecuación 116 Sumatoria momentos tramo CD sujetador trasero

$$F(x - 1.3346) - F_1(x - 0.623) + M = 0$$

$$M = -69.629x + 92.926 + 51.83x - 32.326$$

$$M = -17.799x + 60.6$$

$$M = -17.799 \left(2.99 + \frac{3.94 - y}{\tan 46.69} \right) + 60.6$$

$$M = -53.21y - 66.108 + 16.77y + 60.6$$

$$M = 16.77y - 58.718$$

Ecuación 117 Sumatoria fuerzas tramo DE sujetador trasero

$$\sum F = 0 \quad -F(\cos 46.69) + F_1(\cos 46.69) + F_2(\cos 46.69) - V = 0$$

$$V = 0$$

Ecuación 118 Sumatoria momentos tramo DE sujetador trasero

$$\sum M = 0 \quad F(x - 1.3346) - F_1(x - 0.6237) + F_2 \left[x - \left(2.99 - \frac{0.8731}{2 \tan 46.69} - x \right) \right] + M = 0$$

$$69.629x - 92.926 - 51.83x + 32.326 - 17.787x + 53.183 + 7.3198 + M = 0$$

$$M = 0$$

Gráfico 16 Fuerzas cortantes y momentos flectores sujetador trasero

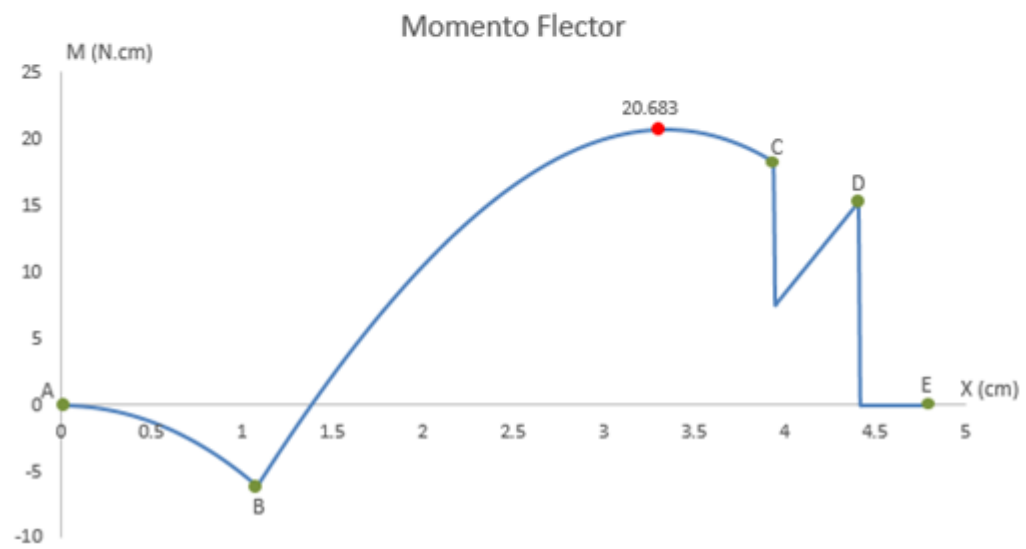
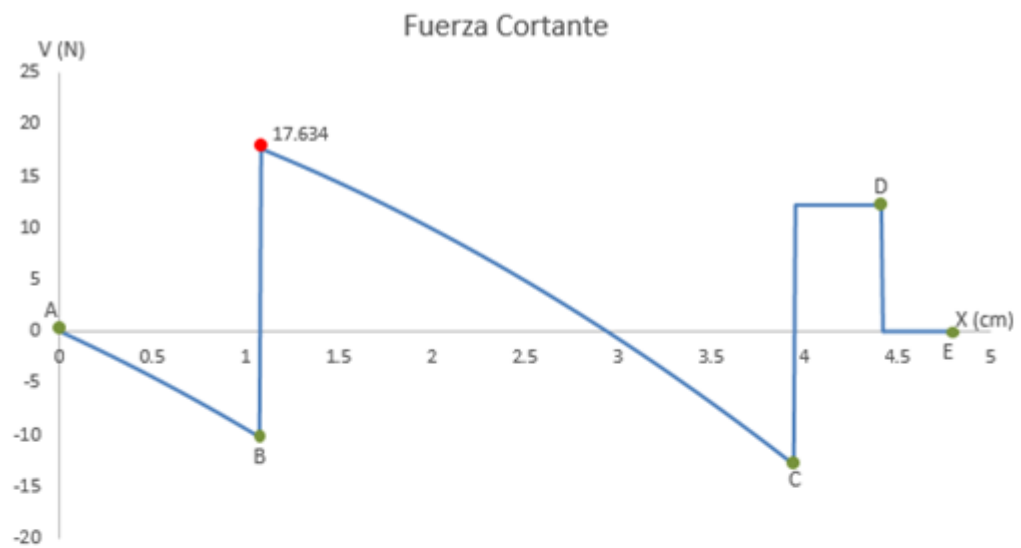
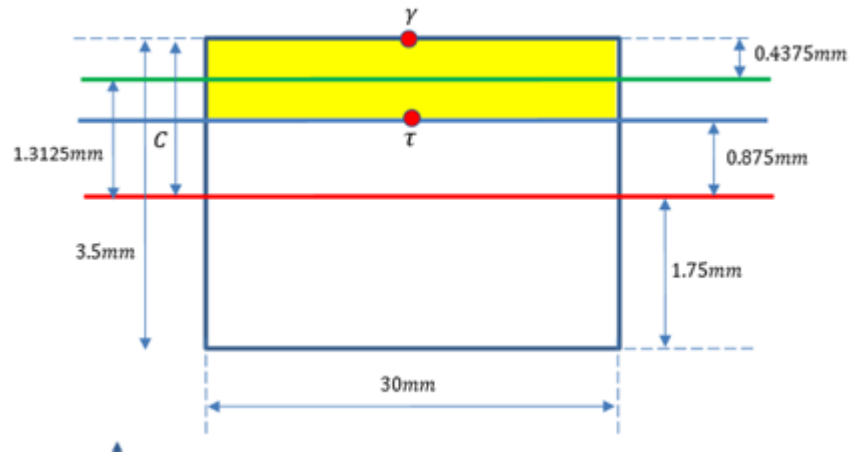


Figura 86 Sección transversal sujetador trasero



Ecuación 119 Primer momento de área

$$Q = \bar{Y}A$$

$$Q = (1.3125\text{mm})(30\text{mm})(3.5\text{mm})$$

$$Q = 137.81\text{mm}^3$$

Ecuación 120 Momento de inercia de área

$$I = \frac{bh^3}{12}$$

$$I = \frac{(30\text{mm})(3.5\text{mm})^3}{12} \quad I = 107.18\text{mm}^4$$

Ecuación 121 Esfuerzo cortante sujetador trasero

$$\tau = \frac{(17.634\text{N})(137.8\text{mm}^3)}{(107.18\text{mm}^4)(30\text{mm})}$$

$$\tau = 0.755 \frac{N}{mm^2}$$

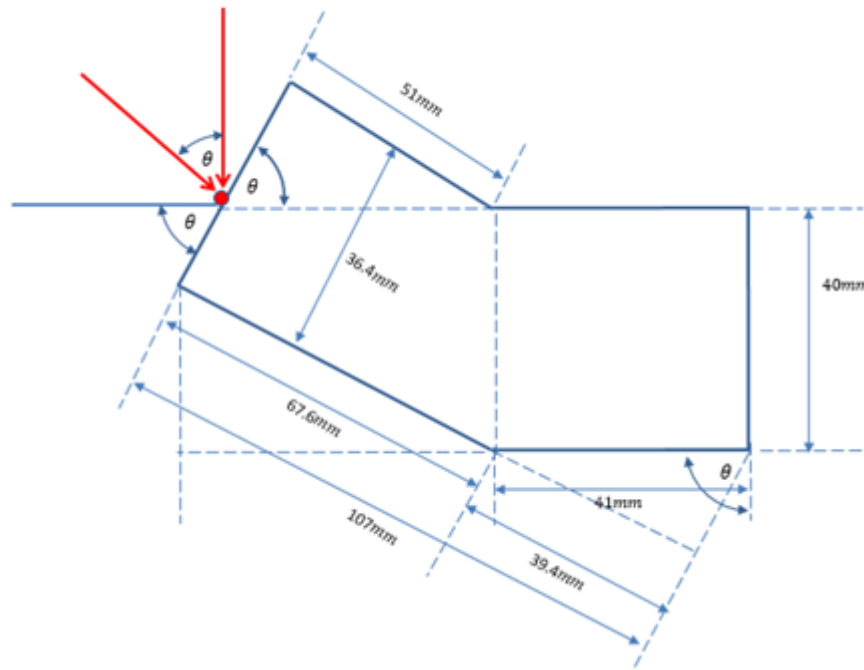
Ecuación 122 Esfuerzo flector sujetador trasero

$$\gamma = \frac{(206.83Nmm)(1.75mm)}{107.18mm^4}$$

$$\gamma = 3.377 \frac{N}{mm^2}$$

Finalmente la última pieza analizada correspondió al tenedor principal, el cual debido a que la zona crítica de la misma es justo donde se aplica la fuerza, se calculo directamente el esfuerzo cortante y flector en la zona superior del tenedor.

Ecuación 123 Dimensiones tenedor principal



Ecuación 124 Fuerza cortante

$$V = F \cos \theta$$

$$V = (69.62N)(\text{Cos}73.94)$$

$$V = 19.25N$$

Ecuación 125 Momento flector

$$M = 19.25N \frac{0.0522}{2} m = 0.5024Nm$$

Figura 87 Sección transversal tenedor principal

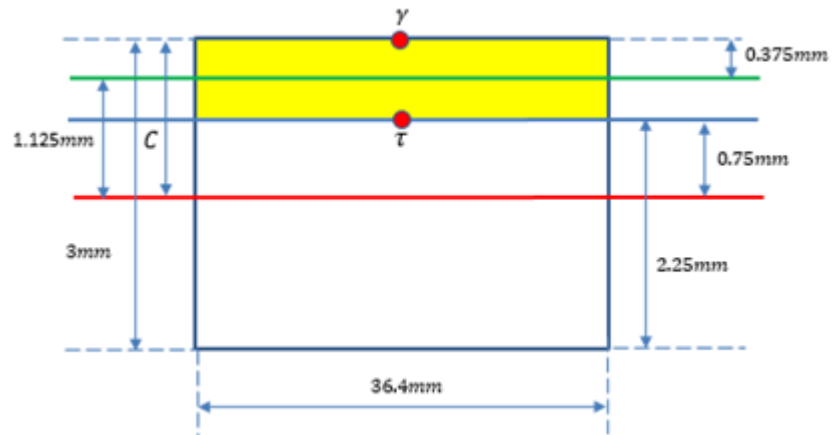
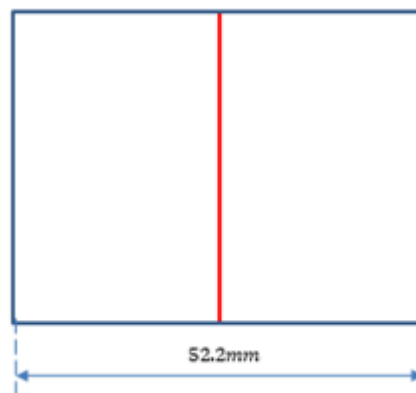


Figura 88 Sección superior tenedor principal



Ecuación 126 Primer momento de área

$$Q = \bar{Y}A \quad Q = (1.125mm)(0.75mm)(36.4mm)$$

$$Q = 30.71mm^3$$

Ecuación 127 Momento de inercia de área

$$I = \frac{bh^3}{12} \quad I = \frac{(36.4mm)(3mm)^3}{12}$$

$$I = 81.9mm^4$$

Ecuación 128 Esfuerzo cortante tenedor principal

$$\tau = \frac{V * Q}{I * T} \quad \tau = \frac{(19.25N)(30.71mm^3)}{(81.9mm^4)(36.4mm)}$$

$$\tau = 0.198 \frac{N}{mm^2}$$

Ecuación 129 Esfuerzo flector tenedor principal

$$\gamma = \frac{MC}{I} \quad \gamma = \frac{(502.4Nmm)(1.5mm)}{81.9mm^4}$$

$$\gamma = 9.201 \frac{N}{mm^2}$$

Todos los valores de esfuerzos cortantes y flectores hallados para una carga estática, presentan valores muy por debajo de lo que el material soporta, por tanto las piezas deben presentar un comportamiento óptimo al someterse a una carga estática normal. Esto se confirmó calculando el factor de seguridad para estas piezas.

Ecuación 130 Factor de seguridad Ballesta

$$RF = \frac{602.6 \text{ N/mm}^2}{9.648 \text{ N/mm}^2} = 62$$

Ecuación 131 Factor de seguridad sujetador delantero

$$RF = \frac{602.6 \text{ N/mm}^2}{1.797 \text{ N/mm}^2} = 335$$

Ecuación 132 Factor de seguridad sujetador trasero

$$RF = \frac{602.6 \text{ N/mm}^2}{3.377 \text{ N/mm}^2} = 178$$

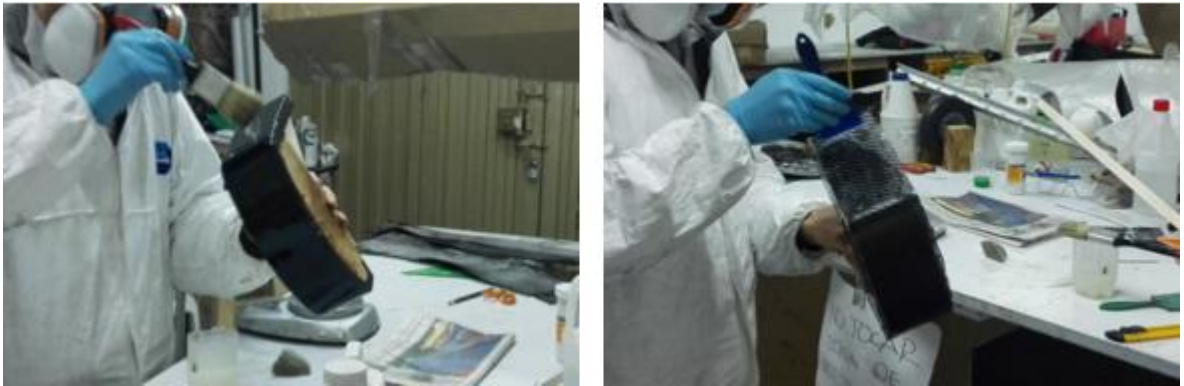
Ecuación 133 Factor de seguridad tenedor principal

$$RF = \frac{602.6 \text{ N/mm}^2}{9.201 \text{ N/mm}^2} = 65$$

10.2. FABRICACION DE PIEZAS

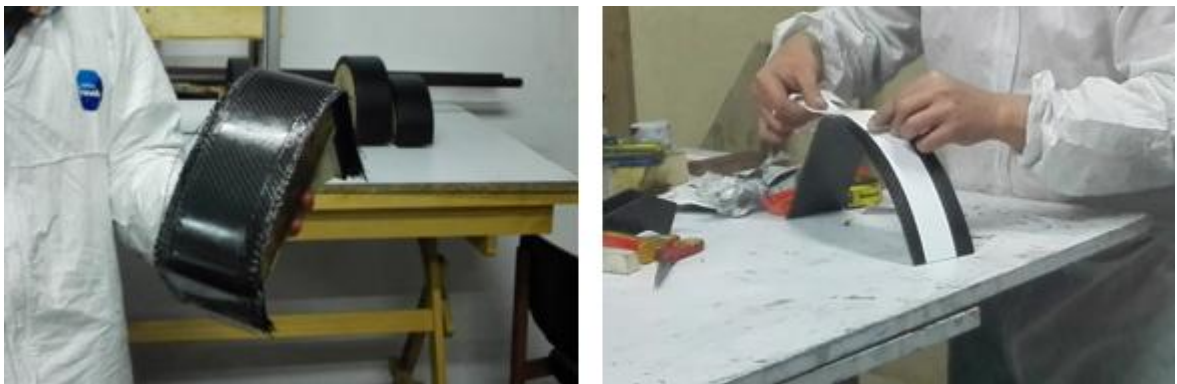
Debido a que la ballesta fabricada inicialmente no presentaba un acabado superficial aceptable, se decidió volver a fabricar la ballesta del tren principal, esto usando el mismo molde y método de fabricación utilizado para las demás piezas ya construidas.

Fotografía 40 Laminación de la fibra de carbono



Se aplicaron uniformemente las doce capas de fibra de carbono, junto con la resina epoxica, esto se realizó de una manera cuidadosa, evitando posibles imperfecciones visibles en el material.

Fotografía 41 Secado y marcación de la pieza



Con la pieza ya seca, se retiró del molde para ser marcada y cortada según el diseño propuesto.

Fotografía 42 Corte y lijado de la ballesta



Finalmente se hizo el respectivo corte y lijado de la pieza, esto con ayuda de la herramienta Mototool junto con un disco de corte. (Ver Fotografía 42).

Para la construcción de los tenedores del tren principal, se construyó un molde en madera de balsa recubierto de papel vinilo. Ver Fotografía 43.

Fotografía 43 Elaboración Molde tenedor principal



Una vez elaborado el molde, se aplicó una capa de desmoldante, para proseguir con la aplicación de la resina y la fibra de carbono.

Fotografía 44 Aplicación de resina tenedor



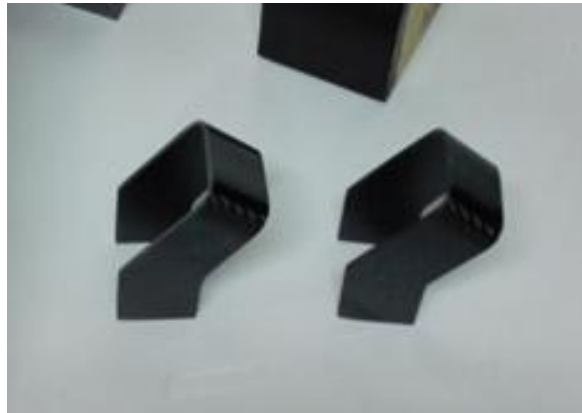
Luego de aplicada la última capa de fibra de carbono, se eliminó el exceso de resina mediante una espátula plástica. Posteriormente se dejó la pieza 24 horas para que se realizara el tiempo de secado.

Fotografía 45 Curado y corte de la pieza



A continuación se cortaron los tenedores de una misma pieza, de acuerdo a las dimensiones establecidas en el diseño de la pieza. Ver Figura 63.

Fotografía 46 Terminado del tenedor



Para el caso en particular de los sujetadores, se decidió usar como molde la misma ballesta y el tenedor fabricados anteriormente con el fin de que estas piezas se fijen perfectamente entre ellas.

Fotografía 47 Molde y aplicación del material



Se realizó el mismo procedimiento realizado previamente para la aplicación de la fibra, en donde una vez aplicada la fibra de carbono, se tuvo que añadir algunos elementos que hicieran presión sobre la fibra de carbono, esto debido a que por la complejidad en los bordes de la pieza, esta tendía a deformarse.

Fotografía 48 Aplicación de presión sobre las piezas



Con las piezas ya secas, estas se desmoldaron, cortaron y se pulieron hasta terminar con un acabado óptimo de la pieza.

11. ENSAMBLE DEL TREN DE ATERRIZAJE

11.1. TREN PRINCIPAL

El conjunto del tren principal se compone de seis diferentes piezas, las cuales fueron ensambladas mediante el uso de tornillos, arandelas y tuercas.

Fotografía 49 Fijación de piezas para perforar



Para la unión de la ballesta y los soportes del tenedor se realizaron cuatro perforaciones para alojar posteriormente tornillos de 3/4 x 1/8 in de diámetro.

Fotografía 50 Sujeción ballesta-tenedor



El ensamble entre el tenedor y los sujetadores de la ballesta, se realizaron mediante dos uniones atornilladas para cada sujetador, usando tornillos de 1/2 x

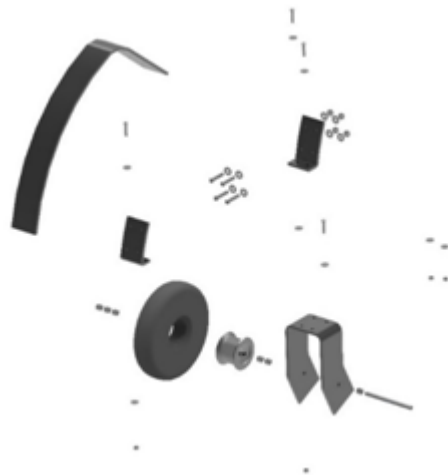
1/16 in de diámetro. Junto a estas uniones, se realizó la unión de la rueda al tenedor a través de un eje de acero de 6 cm de largo y 5/32 in de diámetro, así como la unión de este usando cuatro collarines del mismo diámetro del eje. Ver Fotografía 50.

Fotografía 51 Conjunto tren principal



Para una comprensión más detallada, se puede observar la Figura 89 correspondiente a un explosionado de las diferentes piezas del tren principal.

Figura 89 Explosionado del tren principal



Debido a que no se pudo fabricar las piezas que permiten adaptar el tren principal a la aeronave, se optó por construir una pieza de sujeción temporal de aluminio

que permitiese unir el tren a la aeronave. Es importante mencionar que estos soportes de aluminio no deben ser utilizados durante la operación normal de la aeronave.

Fotografía 52 Ensamblaje final tren principal



Finalizado el ensamblaje del tren principal, el peso total obtenido fue de 528 gramos, es decir cada tren principal pesa 264 gramos.

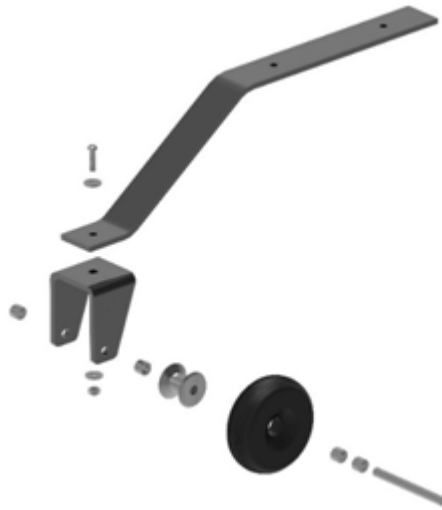
Fotografía 53 Pesaje del tren principal



11.2. TREN AUXILIAR

El ensamblaje de las dos piezas principales del tren auxiliar, se realizó mediante un tornillo de 5/32 in de diámetro, el cual puede ser remplazado por un perno en caso que se requiera añadir direccionamiento a la rueda. Ver Figura 90.

Figura 90 Explosionado del tren auxiliar



La rueda del tren auxiliar se unió al tenedor mediante un eje de 5/32 in de diámetro y cuatro collarines de sujeción.

Fotografía 54 Conjunto tren auxiliar



El ensamblaje entre el tren auxiliar y su soporte se hizo mediante dos uniones con dos tornillos de 1/2 x 1/16 in de diámetro cada uno. A su vez la unión entre el soporte del tren auxiliar y la aeronave se hizo utilizando las perforaciones y tornillos ya existentes en la aeronave

Fotografía 55 Ensamble final tren auxiliar



Al final del proceso de ensamblaje, el conjunto de tren auxiliar arrojó un peso de 146 gr, 73 gr cada tren auxiliar respectivamente.

Fotografía 56 Pesaje del tren auxiliar



Culminado el proceso de ensamblaje se procedió reposar la aeronave sobre los trenes contruidos. Ver Fotografía 57 y Fotografía 58.

Fotografía 57 Aeronave VANT Solvendus – Vista superior



Fotografía 58 Aeronave VANT Solvendus – Vista lateral



Fotografía 59 Aeronave VANT Solvendus – Vista frontal



Fotografía 60 Aeronave VANT Solvendus – Vista trasera



12. CONCLUSIONES

Se diseñó y construyó el tren de aterrizaje más óptimo para la aeronave VANT Solvendus, esto en términos de peso posible y adaptabilidad a la geometría propia de dicha aeronave.

La fabricación del tren de aterrizaje, se realizó en su mayoría en materiales compuestos, los cuales demostraron un comportamiento óptimo tanto de resistencia como elasticidad, logrando que las fuerzas aplicadas en los ensayos al material no afectaran permanentemente su forma e integridad.

Durante el desarrollo del proyecto se logró calcular las cargas a las que está sometido el tren de aterrizaje en posición estática, sin embargo para las cargas dinámicas, debido a la dificultad e inexactitud de los procedimientos, no fue posible determinar matemáticamente estos valores por lo que se tuvo que realizar un planteamiento diferente para el diseño de la pieza.

El diseño del tren de aterrizaje, se basó en la realización de ensayos experimentales, buscando simular mediante estas pruebas la operación de la aeronave, logrando así conocer el comportamiento que tendrían las piezas durante la operación.

El tren de aterrizaje diseñado y construido, para la aeronave VANT Solvendus, cuenta con ruedas que permiten un mejor desplazamiento en pistas poco preparadas, sin embargo estas pueden llegar a ser reemplazadas por dispositivos similares a un patín, que se deslicen exclusivamente sobre superficies preparadas, logrando disminuir en gran cantidad el peso del tren de aterrizaje.

Se diseñó y construyó un óptimo sistema de sujeción del tren de Aterrizaje a la aeronave, pero debido a la fragilidad estructural de la aeronave los trenes pueden presentar movimientos de torsión, pudiendo generar problemas en los trenes así como en la aeronave.

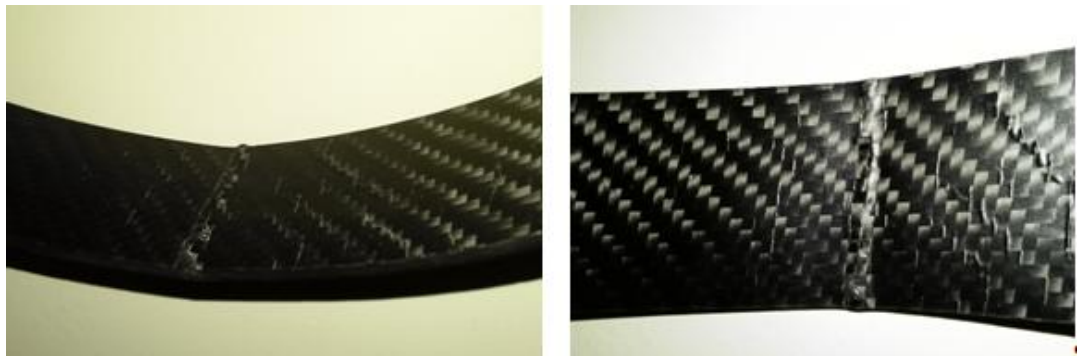
Recientemente se trasladó la aeronave VANT Solvendus a una feria de exposición aeronáutica, junto a ella se instaló el tren de aterrizaje usando los soportes temporales definidos durante el desarrollo del proyecto (Ver Fotografía 59). Posteriormente al momento de reposar nuevamente la aeronave sobre los trenes, los trenes principales presentaron una falla en el material, terminando con fractura en una las ballestas (Ver Fotografía 60). Es importante mencionar el conjunto de

posibles causas que pudieron haber desencadenado esta falla, entre ellas mencionamos la exposición de los trenes a la luz directa del sol por varios días consecutivos pudiendo esto afectar directamente a la matriz del material compuesto, junto con esto, el anclaje de los trenes principales al tailboom, no se realizó de la manera adecuada por lo que se presentaron movimientos laterales en los trenes principales, esto propiciando a la aplicación de esfuerzos cortantes sobre la ballesta, la cual no se diseñó para soportar este tipo de esfuerzos.

Fotografía 59 VANT Solvendus exposición Guaymaral



Fotografía 60 Falla en ballesta



13. RECOMENDACIONES

Se recomienda incluir en el manual de mantenimiento y operación de la aeronave, el procedimiento de mantenimiento del tren de aterrizaje.

Se debe tener en cuenta que en el diseño inicial de la aeronave VANT Solvendus, no se tuvo contemplado el tren de Aterrizaje, por lo tanto el rendimiento de la aeronave puede variar significativamente, de este modo se recomienda realizar un estudio de rendimiento de la aeronave que permita determinar el beneficio o afectación que genera el uso del tren de aterrizaje.

Se recomienda mediante el uso de simulaciones por elementos finitos, simular un impacto sobre el tren de aterrizaje, permitiendo conocer más detalladamente el comportamiento y esfuerzos presentes en la pieza.

Desde el inicio del diseño del tren de aterrizaje, se eliminó la posibilidad de direccionamiento en tierra para la aeronave esto ya que esta no se movería autónomamente en el suelo, sin embargo es altamente recomendable realizar las modificaciones que permitan a la aeronave maniobrar en tierra, así como realizar el estudio correspondiente de direccionabilidad y la influencia sobre la aeronave.

Es importante realizar las piezas que no se pudieron fabricar debido a las limitantes de material disponible, por lo que se recomienda fabricar y probar dichas piezas de forma adecuada.

Se recomienda al personal encargado del taller de Aeronáutica, contemplar un plan de mantenimiento a todas las herramientas de corte, toda vez que su estado es pésimo y no se pueden utilizar por su estado.

Para poder hacer un óptimo uso de los trenes de aterrizaje, se debe plantear un nuevo diseño para la estructura principal de la aeronave, a si como un diferente método de sujeción del tren de aterrizaje a la aeronave, que no llegue a comprometer la integridad de las piezas.

Es sabido que ha futuro se cambiaran los tailbooms de la aeronave VANT Solvendus, por unos de mayor rigidez estructural, por lo que el mecanismo de unión del tren de aterrizaje a la aeronave, cambiara de forma significativa por lo que se tiene que diseñar y construir un nuevo sistema de sujeción, del cual no se conoce exactamente la nueva estructura de los tailbooms por tanto, se

recomienda que este nuevo dispositivo integre la sujeción del ala, junto con el tren de aterrizaje, de esta forma se añade una mayor integridad estructural en esta zona.

14. BIBLIOGRAFÍA

DANIEL P. RAYMER. Aircraft Design: A Conceptual Approach. President, Conceptual Research Corporation. Sylmar, California. Series Editor in Chief. Air Force Institute of Technology. Wright Patterson Air Force Base. Ohio.

JAN ROSKAM. Airplane Design. Part II: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System. The University of Kansas, Lawrence. DAR Corporation.

JAN ROSKAM. Airplane Design. Part IV: Airplane Design: Layout of Landing Gear and System. The University of Kansas, Lawrence. DAR Corporation.

RICHARD DUNCAN HISCOCKS. Design of Light Aircraft. Canadian Cataloguing in Publication Data. Vancouver, British Columbia.

ANTONIO ESTEBAN OÑATE. Conocimientos del Avión. Obra adoptada al programa de estudios JAR FCL para piloto comercial y de transportes de línea Aérea. Editorial Paraninfo Sexta Edición. Capítulo 34 Tren de Aterrizaje.

NORMAN S.CURREY, Aircraft Landing Gear. Design Principles and Practices. AIAA Education Series. Lockheed Aeronautical Systems Company. Marietta, Georgia.

REQUISITOS GENERALES DE AERONAVEGABILIDAD Y OPERACIONES PARA RPAS, Aeronáutica civil de Colombia, Circular reglamentaria N° 002. Bogotá D.C. 2015.

CIRCULAR 328 AN/190 SISTEMAS DE AERONAVES NO TRIPULADAS (UAS). Organización de Aviación Civil Internacional. Montreal. 2011.

FERDINAND P. BEER, E. RUSSELL JOHNSTON, JOHN T. DEWOLF, DAVID F. MAZUREK, Mecánica de materiales, 5 ed. 2001.

JOHN D. ANDERSON, JR, Introduction to Flight, 5 ed. McGraw-Hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering, University of Maryland. 1989

JOHAN ARIZA SEBASTIÁN, FIGUEREDO DAVID, HERNÁNDEZ JESICA, Diseño detallado y construcción de la aeronave VANT Solvendus, Fundación Universitaria Los Libertadores. Bogotá D.C. 2014.

RODRIGO PALACIOS, FELIPE SALCEDO, Elaboración del Manual de Mantenimiento y de Vuelo para la Aeronave VANT Solvendus, Fundación Universitaria Los Libertadores. Bogotá D.C. 2016.

SEBASTIÁN MOLINA, Manual de Operación VANT Solvendus, Fundación Universitaria Los Libertadores. Bogotá D.C. 2016.

ÁNGELA ROCÍO CHARRY, Vuelos de Prueba y Optimización del Diseño de la Aeronave VANT Solvendus. Bogotá D.C. 2016.

INFORME DE VUELO VANT SOLVENDUS, Grupo GICA, Fundación Universitaria Los Libertadores. Bogotá D.C. 2016

DAVID BUENO SÁENZ, DANIEL BRAVO MURILLO, Ciencia de los Materiales, La Fibra de Carbono, Grado en Ingeniería Mecánica. Madrid. 2009.

PETER MORGAN, Carbon Fibers and Their Composites, Taylor & Francis Group. 2005.

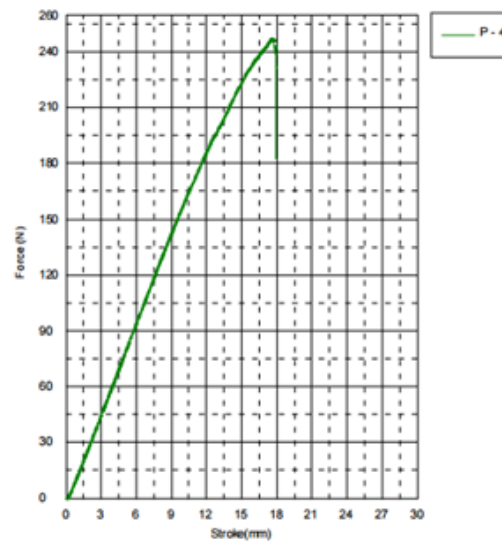
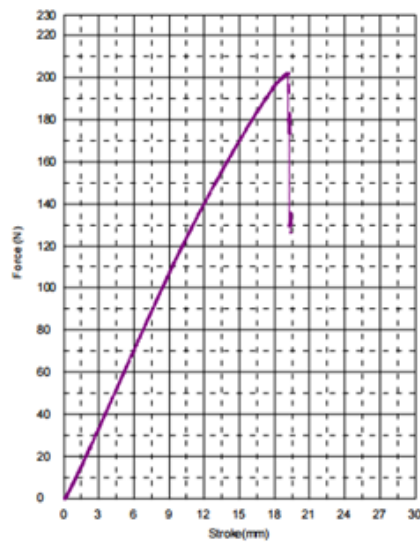
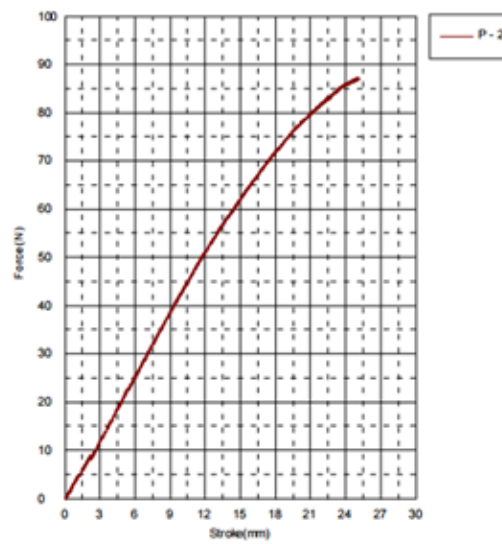
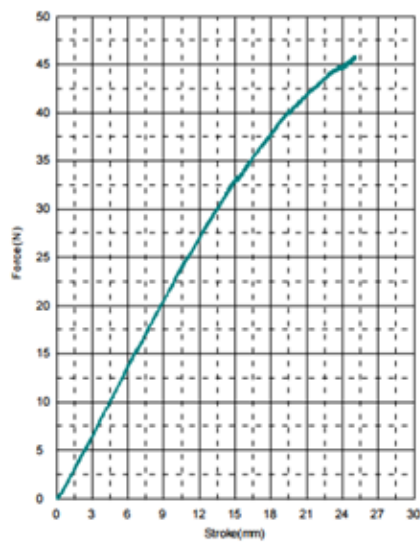
ANEXOS

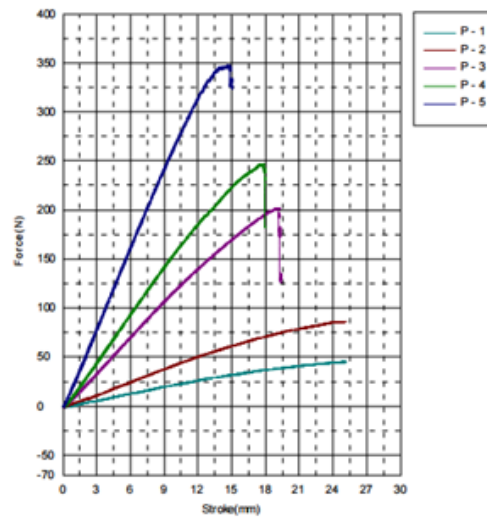
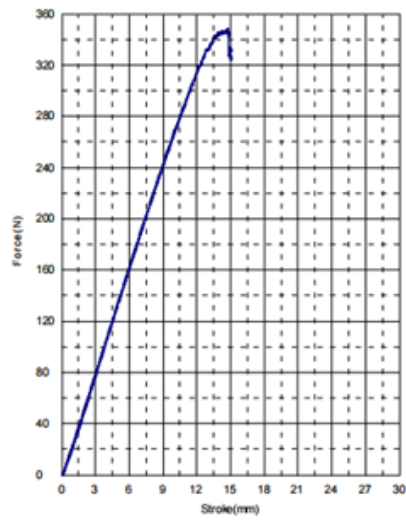
Anexo A Fuerza vs desplazamiento

Código: B-LIF-001-FT-10.002.003
Versión: 0.0
Página 4 de 6
Fecha de elaboración: 2016/Enero/25
Cotización No: LABIEM-2827-002-17



DIRECCIÓN DE LABORATORIOS



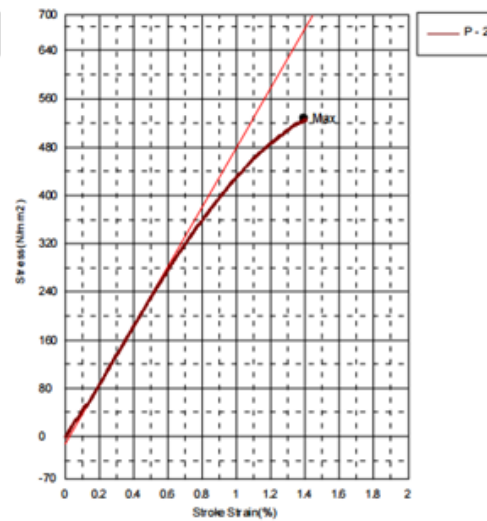
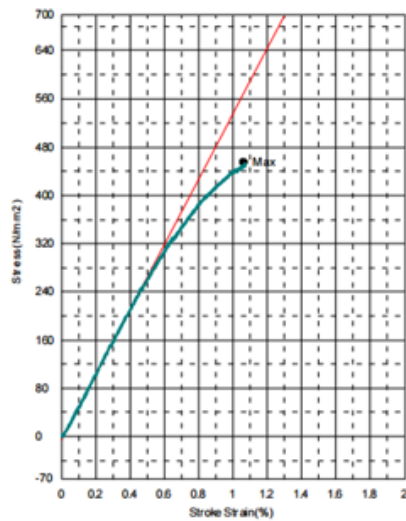


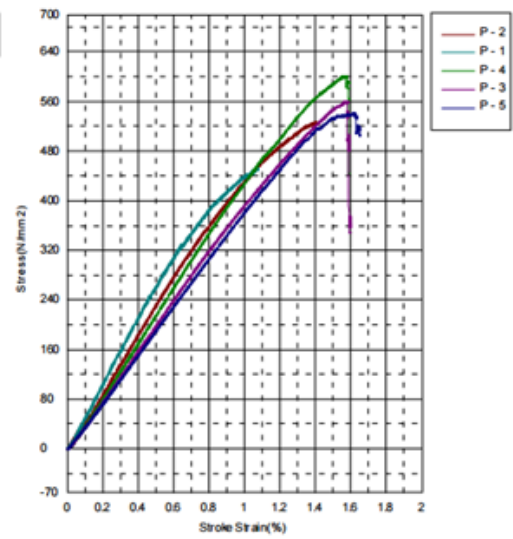
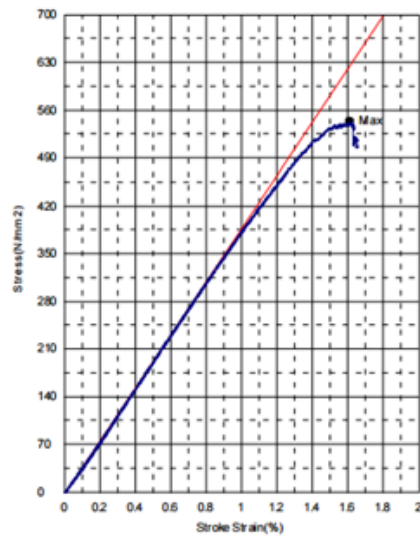
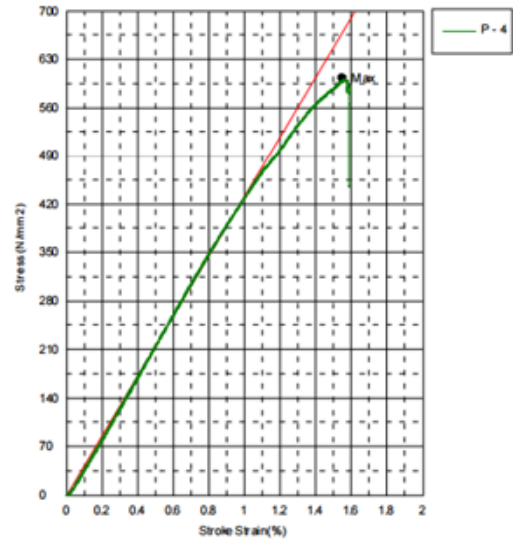
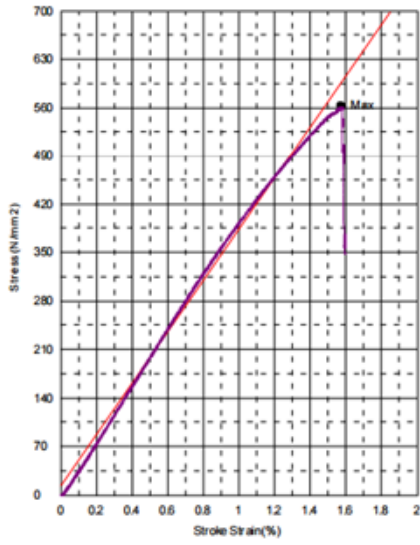
Anexo B Gráficos esfuerzo vs deformación

Código: B-LIF-001-FT-10.002.003
 Versión: 0.0
 Página 4 de 6
 Fecha de elaboración: 2016/Enero/25
 Cotización No: LABIEM-2827-002-17

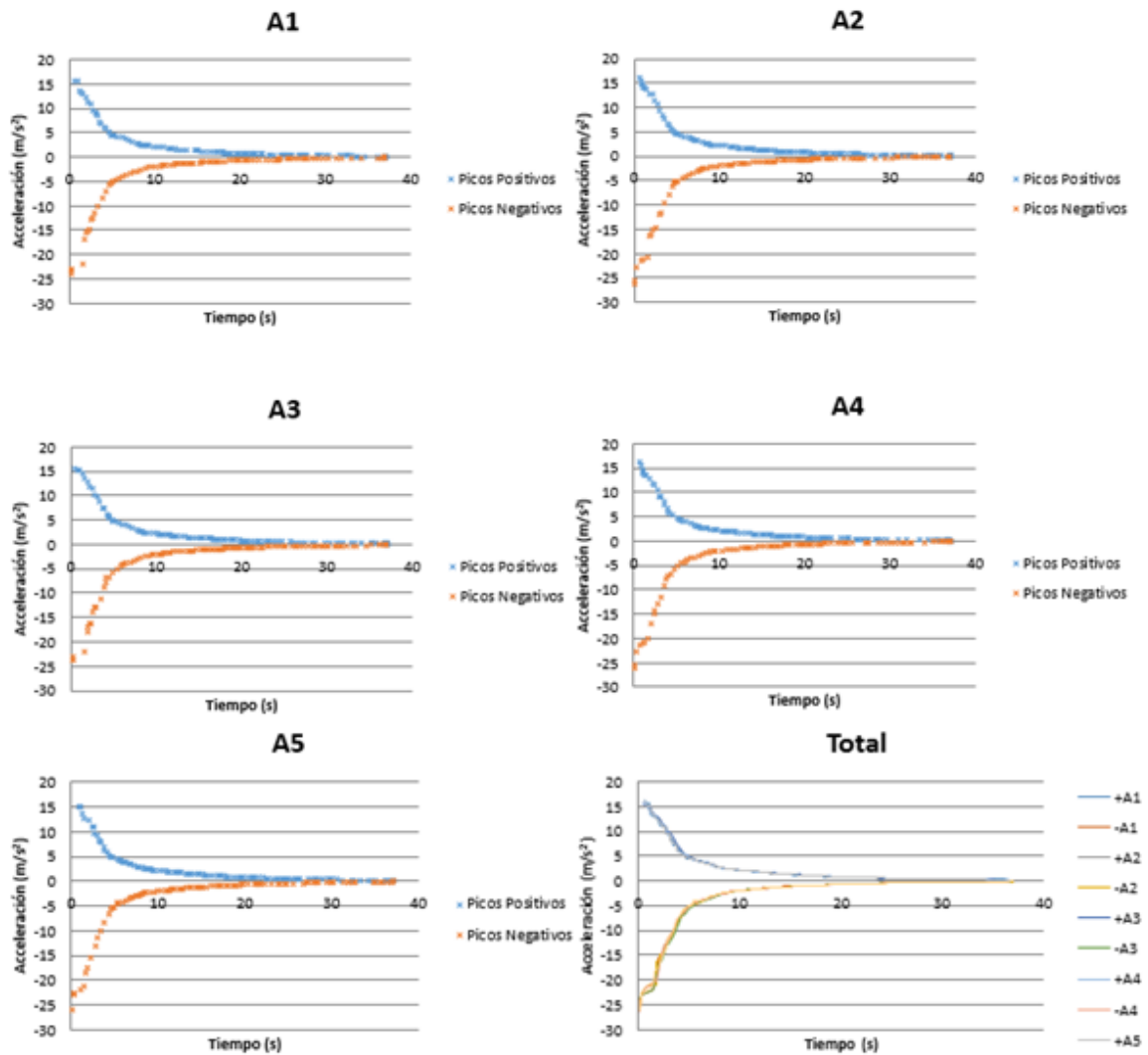


DIRECCIÓN DE LABORATORIOS

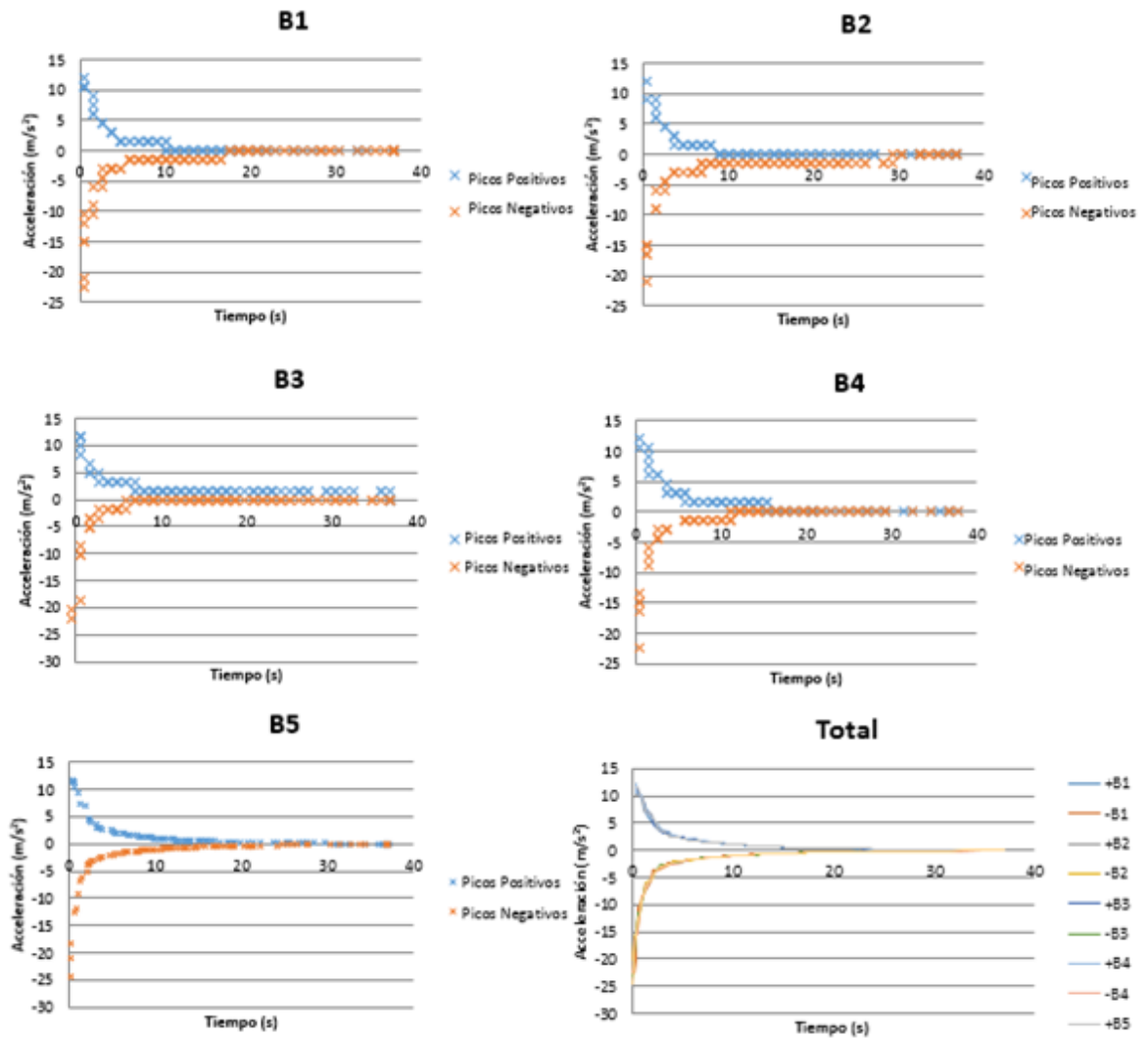




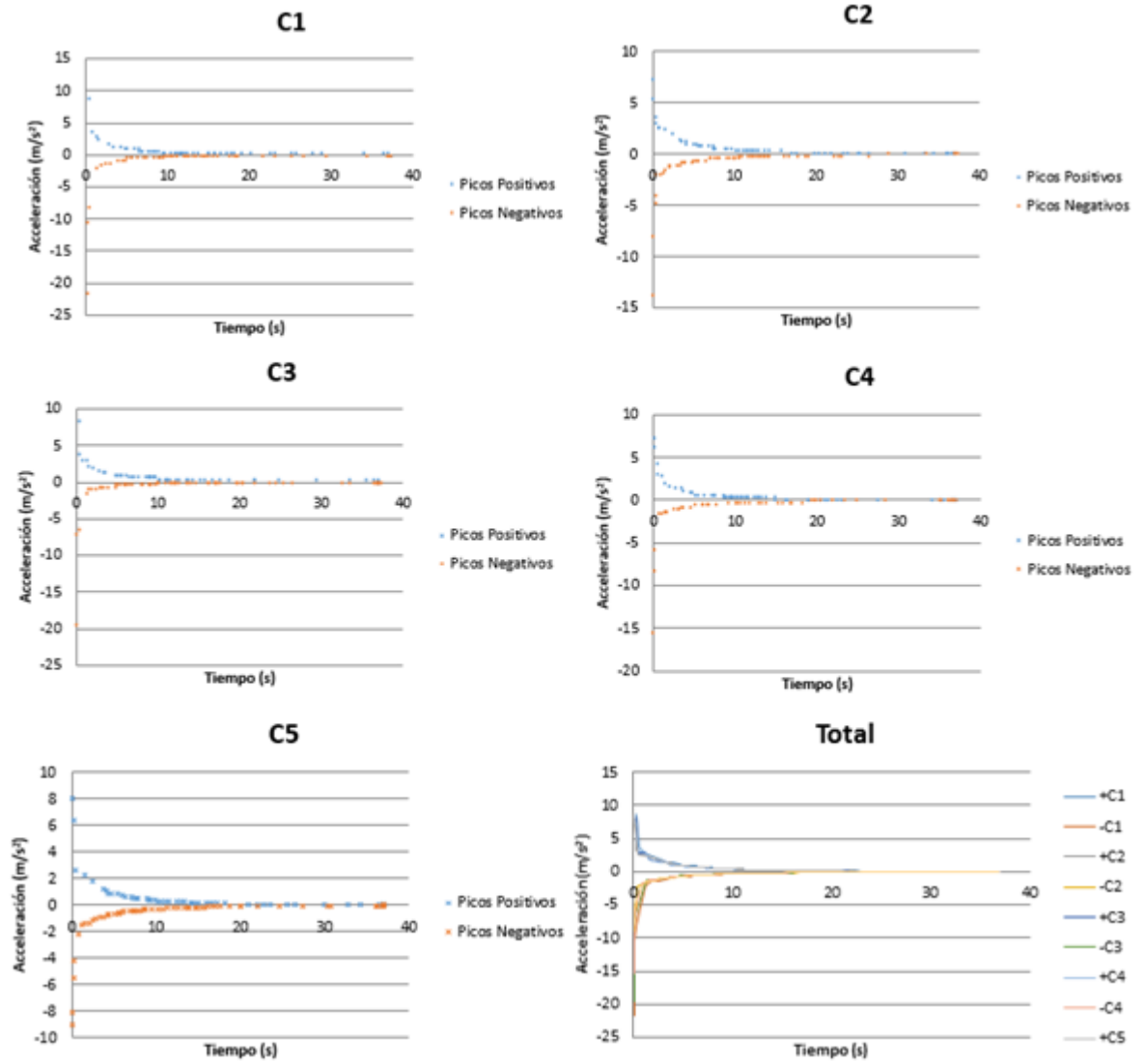
Anexo C Gráficos acelerómetro ballesta A



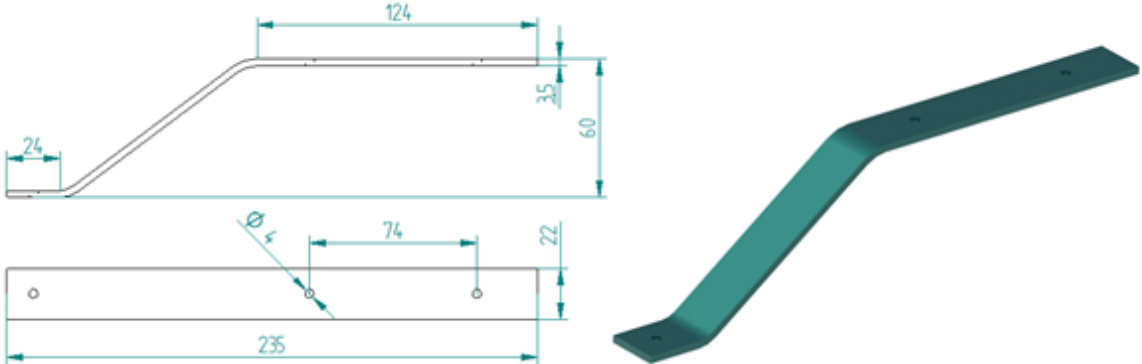
Anexo D Gráficos acelerómetro ballesta B



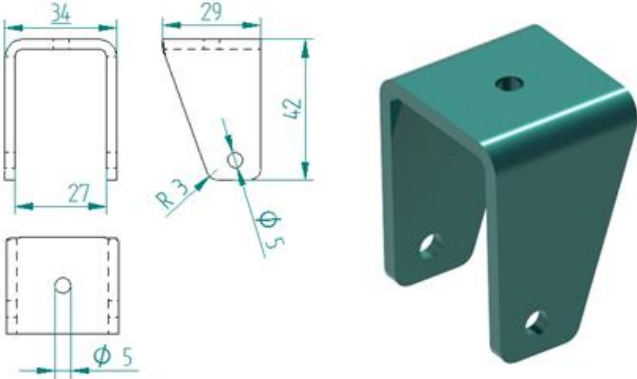
Anexo E Gráficos acelerómetro ballesta C



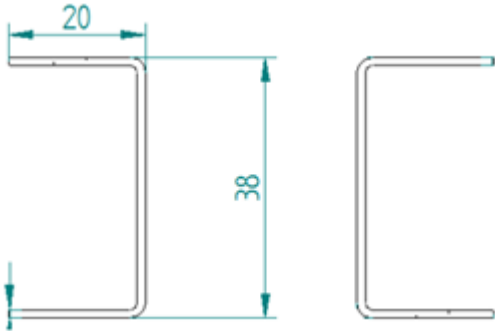
Anexo F Cuerpo principal del tren auxiliar



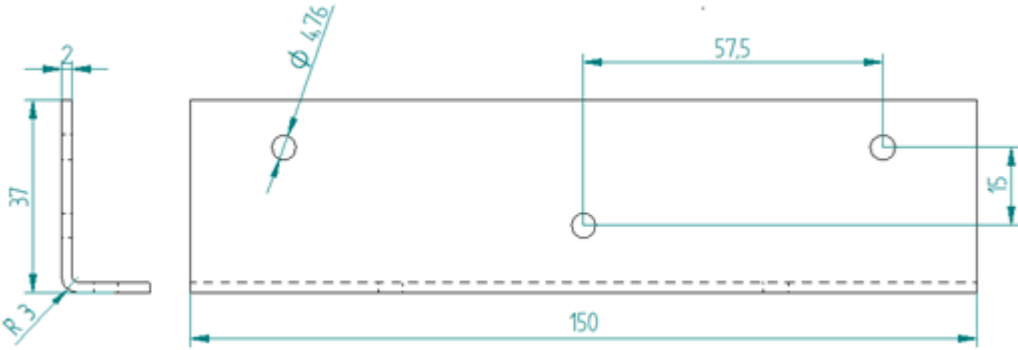
Anexo G Tenedor del tren auxiliar



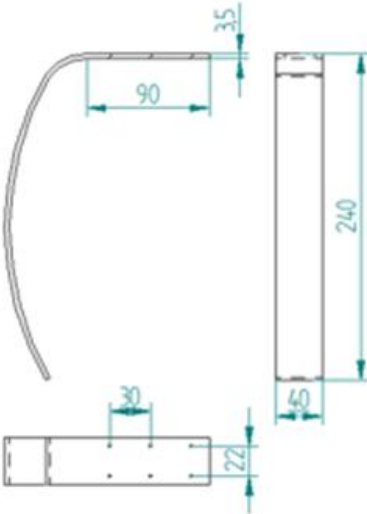
Anexo G Perfil tren principal



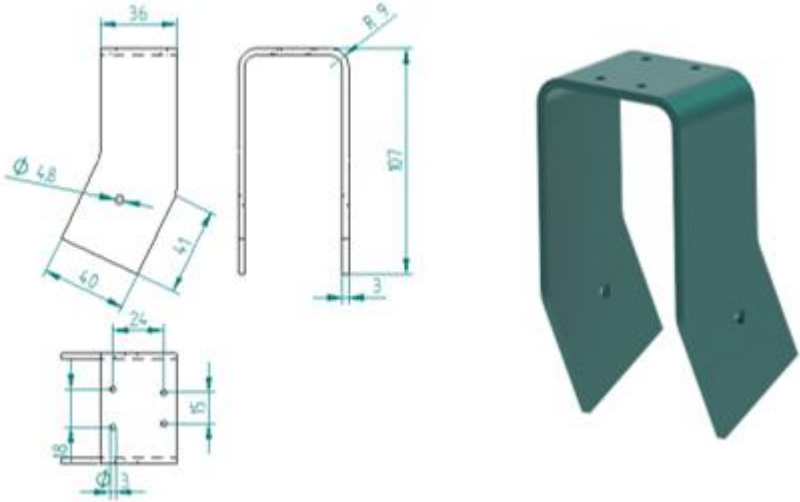
Anexo H Perfil tren auxiliar



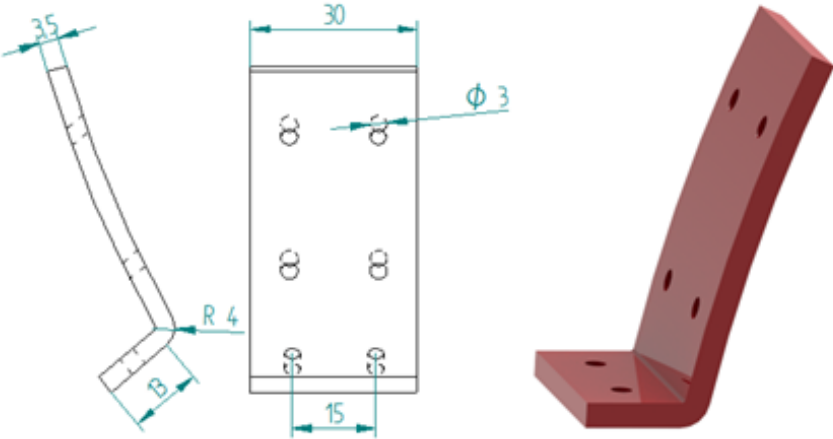
Anexo H Ballesta tren principal



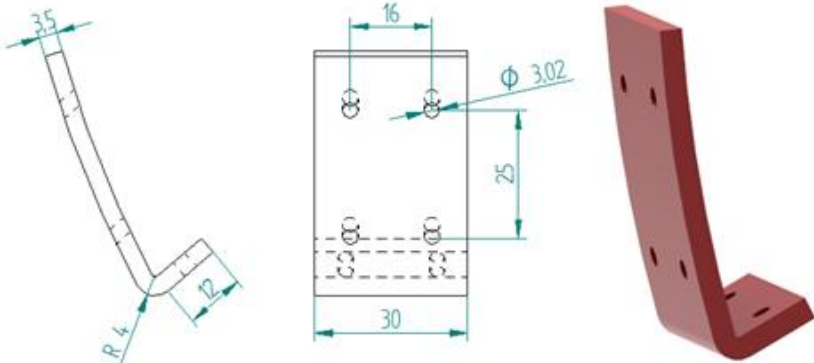
Anexo H Ballesta tren principal



Anexo I Sujetador delantero tren principal



Anexo I Sujetador delantero tren principal



Anexo F Ensayo a Flexión Máquina Universal de Ensayos

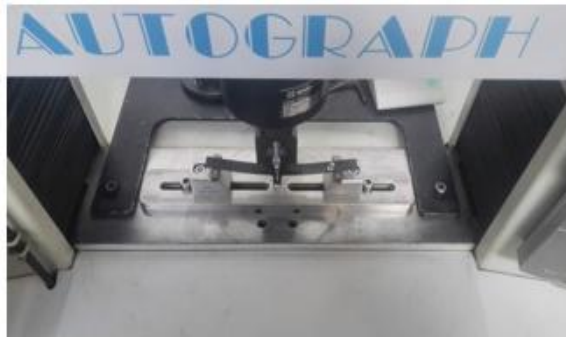
Posición probeta en máquina Universal



Ensayo Probeta P-1



Ensayo Probeta P-2



Ensayo Probeta P-3



Ensayo Probeta P-4



Ensayo Probeta P-5



Anexo G Ficha técnica fibra HexForce™ 282



STYLE 282		US System	
<i>Type of Yarns</i>	<i>Warp Yarn:</i> <i>Fill Yarn:</i>	3K Carbon, 33MSI 3K Carbon, 33MSI	
<i>Fabric Weight, Dry</i>		5.80 oz/yd ²	197 g/m ²
<i>Weave Style</i>	Plain		
CONSTRUCTION			
<i>Nominal Construction</i>	<i>Warp Count:</i> <i>Fill Count:</i>	12/in 12/in	
<i>Fabric Thickness</i>		10.10 mil	0.26 mm

IMPORTANT

All information is believed to be accurate but is given without acceptance of liability. All values have been generated from limited data. The values listed for weight, thickness and breaking strengths are typical greige values, unless otherwise noted. Users should make their own assessment of the suitability of any product for the purpose required. All sales are made subject to our standard terms of sales which include limitations on liability and other important terms. The fabric style listed may not be available from inventory and minimum order quantities may apply.

FOR FURTHER INFORMATION, PLEASE CONTACT US



1913 North King Street
 Seguin, Texas 78155
 Phone: 830-379-1580
 Fax: 830-379-9544
 Customer Service Toll Free: 1-866-601-5430

For European sales office numbers and a full address list, please go to:
<http://www.hexcel.com/contact/salesoffices>

Anexo H Ficha técnica resina ColrepoX 6090 Endurecedor ColrepoX 1956



SISTEMA EPOXICO

RESINA COLREPOX 6090 ENDURECEDOR COLREPOX 1956

OCCEPOXI

GENERALIDADES

Es un sistema epóxico formulado de baja densidad, alta resistencia mecánica, excelente compatibilidad con fibra de vidrio, fibra de carbono, kevlar y otros tipos de cargas, baja contracción y alta estabilidad dimensional.

CARACTERÍSTICAS DE LA MEZCLA INICIAL

Tiempo de uso para 500 gr de mezcla a 25°C (minutos)	40-60 sin carga. 80 - 100 con carga
Proporción de la mezcla	100/ 20 (resina /endurecedor)
Tiempo de desmolde	24 Horas
Resistencia a la compresión sin carga	8.740 Psi

CARACTERÍSTICAS DE LOS COMPONENTES

	Resina 6090 A	Endurecedor 1956 B
Apariencia	Color blanco pastel	Transparente
Viscosidad a 25°C	1250-1260 mPas	200-500 mPas
Densidad a 20°C	1.1 g/cm ³	0.94 g/cm ³

Móvil: 318 795 60 98
MSN: quadcarbon@compuestos.com
e-mail: quadcarbon@gmail.com