

**Universidad San Francisco de Quito**

**Colegio Politécnico**

**Procesos de Producción para el Primer Prototipo Avión Piquero - Galápagos UAV  
Y Uso de Materiales Compuestos USFQ**

Jaime Eduardo López Zárate

Tesis de Grado Preparada como Requisito para la Obtención  
del Título de Ingeniería Mecánica

Quito, Mayo 2012

**Universidad San Francisco de Quito**

**Colegio Politécnico**

**HOJA DE APROBACIÓN DE TESIS**

**Procesos de Producción para el Primer Prototipo Avión Piquero-Galápagos  
UAV y Uso Materiales Compuestos USFQ**

**Jaime Eduardo López Zárate**

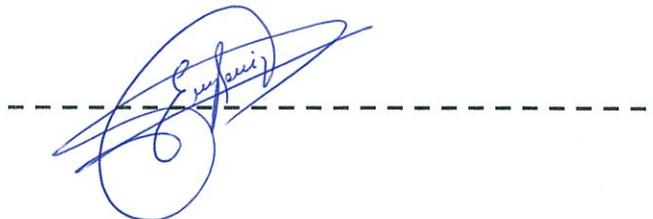
Pedro Meneses, Msc.  
Director de la Tesis

A handwritten signature in blue ink, appearing to read 'Pedro Meneses', written over a horizontal dashed line.

Laurent Sass, Phd.  
Miembro del Comité de Tesis

A handwritten signature in blue ink, appearing to read 'Laurent Sass', written over a horizontal dashed line.

Edison Bonifaz, Phd.  
Miembro del Comité de Tesis

A handwritten signature in blue ink, appearing to read 'Edison Bonifaz', written over a horizontal dashed line.

Santiago Gangotena, Phd.  
Decano del Colegio Politécnico

A handwritten signature in blue ink, appearing to read 'Santiago Gangotena', written over a horizontal dashed line.

Quito, Mayo 2012

©Derechos de Autor  
Jaime Eduardo López Zárate  
2012

## Introducción

Las Islas Galápagos son una de las atracciones naturales de mayor belleza que tiene toda la región territorial del Ecuador. Esta afirmación es dada principalmente debido a la abundante diversidad ecológica que tienen tanto sus islas como su espacio marítimo alrededor de ellas. En la actualidad, este sitio es uno de los lugares de mayor atracción turística extranjera y nacional del país y, a pesar de la necesidad que tiene este ecosistema de ser preservado y mantenido para un futuro lejano, a lo largo de los últimos años han sido diversos los problemas que han ido generándose en estas islas afectando así directamente la estabilidad de la flora y fauna del lugar.

Entre estos problemas existe uno que se ha vuelto casi imposible el control de su proliferación a través de los años. Este está relacionado directamente con la supervisión de navíos pesqueros entre las aguas de las islas y la falta de control sobre cualquier actividad que pueda inferir contra el ecosistema en las mismas. Este problema de supervisión y control ha permitido que la pesca ilícita de diferentes especies se produzca en esta región, y que muchas de las especies se vean afectadas en su supervivencia alrededor de estas aguas.

Partiendo de una iniciativa conjunta con las autoridades controladoras de estas actividades en las islas, la fundación ecológica de Galápagos y una iniciativa tecnológica de diseño anteriormente presentada en la Universidad San Francisco de Quito, surge el proyecto Galápagos UAV. Este proyecto es conocido también como Avión de Vigilancia No Tripulado Piquero, tiene como principal objetivo sobrevolar aguas territoriales de las islas para tener un control más profundo de cualquier actividad que pueda desarrollarse en el área. De este modo, el proyecto espera dar una posible solución al problema de actividades ilícitas que se desarrollan en el archipiélago y ser un motivador de nuevos proyectos que ayuden de la misma manera a la solución de estos problemas.

Con los conocimientos educativos y profesionales del Ingeniero Pedro Meneses en actividades aeroespaciales, conjunto con el equipo establecido por la universidad San Francisco de Quito y la universidad Americana Embry Riddle, se pretende establecer una solución importante mediante la manufactura del primer avión no tripulado para la vigilancia del archipiélago Galápagos.

## Resumen

El Proyecto Avión No Tripulado - Galápagos UAV comprende el desarrollo de diferentes prototipos consecutivos de aviones no tripulados desarrollados a partir del conocimiento de estudiantes de diferentes facultades del colegio Politécnico, conjunto con el conocimiento profesional de profesores pertenecientes a la Universidad San Francisco de Quito, Ecuador y la Universidad Embry Riddle, Estados Unidos.

El proyecto Galápagos UAV comprende de subproyectos que se integraran comúnmente para el desarrollo de cada prototipo. Así es transformado en un proyecto de etapas progresivas, es decir que cada etapa tiene como resultado un prototipo. Y a su vez, todas estas etapas o prototipos tienen como resultado un prototipo final de vuelo autónomo que generara la proliferación de su manufactura en varias replicas para cubrir el rango absoluto de vigilancia que necesita la región del archipiélago de las Islas Galápagos. Entre los subproyectos que se integran en cada etapa del proyecto o prototipo se encuentran: Producción y Manufactura, Diseño Aerodinámico y Estructural, Auto Pilotaje, Telecomunicaciones y Transmisión de Datos, y por último, Despegue y Aterrizaje del Prototipo.

El Proyecto que se desea desarrollar en esta oportunidad pertenece a la primera etapa del proyecto Galápagos UAV y está relacionado directamente con la sección de producción y manufactura del proyecto. Este tiene como resultado la presentación del resultado final de la primera etapa del proyecto o el primer prototipo de avión no tripulado que será sujeto a pruebas de vuelo y observación.

Para el desarrollo de este proyecto se implementara etapas secuenciales de selección de materiales, aprobación de diseños, uso de los primeros procesos de manufactura para las diferentes partes y piezas, pruebas mecánicas de los elementos estructurales y acoplados, y por último, el ensamblaje final del primer prototipo. A estos procesos de manufactura se suma la implementación de materiales compuestos en la producción de determinadas piezas y el uso de procedimientos que deberán utilizarse para la manufactura de las etapas siguientes del proyecto general Galápagos UAV.

## **Abstract**

The Project Unmanned Aircraft - Galapagos UAV includes the development of different consecutive prototypes of unmanned aircrafts developed from knowledge of students from different faculties of the Polytechnic school, with professional knowledge of teachers belonging to the Universidad San Francisco de Quito, Ecuador and Embry Riddle University, United States.

The project Galapagos UAV is based in subprojects that are commonly integrated for the development of each prototype. That's how it becomes a project of progressive stages, so each stage has a prototype as result. And all these stages or prototypes have as a result a final prototype of autonomous flight that generates the growth of manufacturing in several replicas to cover the absolute range of monitoring needs of the region of the archipelago of the Galapagos Islands. Among the sub-projects that are integrated into each stage of the project or prototype are: Production and Manufacturing, Aerodynamic and Structural Design, Autonomous Racing, Telecommunications and Data Transmission, and finally, Takeoff and Landing of the Prototype.

The project to be developed at this time belongs to the first stage of the Galapagos UAV project and is directly related to the production and manufacturing section. This project has as a result the presentation of the final results of the first stage of the project meaning the first prototype of unmanned aircraft that will be tested on flight-tests and observation.

For the development of this project will be implemented sequential stages of material selection, design approval, the first use of manufacturing processes for the various parts and components, mechanical testing of structural elements and coupled, and finally, the final assembly of the first prototype. This manufacturing process is compounded by the implementation of composite materials in the production of certain parts and the use of procedures to be used for the manufacture of the following stages of the overall project Galapagos UAV.

## Tabla de Contenidos:

<b>1. CAPITULO I.- INTRODUCCIÓN GENERAL .....</b>	<b>2</b>
<b>1.1. ANTECEDENTES Y ÁREA DE INFLUENCIA.....</b>	<b>3</b>
1.1.1. Colegio de Ciencias e Ingeniería USFQ .....	3
1.1.2. Vehículos Autónomos USFQ.....	4
1.1.3. Las Islas Galápagos: Un Archipiélago Lleno de Magia y Encanto .....	5
1.1.4. Pesca Ilícita: Fauna en Peligro, un Problema de Vigilancia.....	9
<b>1.2. DESCRIPCIÓN GENERAL DEL PROYECTO .....</b>	<b>12</b>
1.2.1. Proyecto Galápagos UAV – Avión No Tripulado Piquero .....	12
1.2.2. Procesos de Producción: Piquero Prototipo I – Galápagos UAV.....	15
1.2.3. Especificaciones Técnicas: Prototipo I Piquero – Galápagos .....	18
<b>2. CAPITULO II.- MARCO TEÓRICO.....</b>	<b>21</b>
<b>2.1. PROCESOS DE MANUFACTURA .....</b>	<b>22</b>
2.1.1. Producción Primaria: Proceso de Mecanizado o Maquinado.....	22
2.1.1.1. Proceso de Mecanizado por Arranque de Viruta.....	26
2.1.1.1.1. Fresado .....	26
2.1.1.1.2. Torneado.....	31
2.1.1.1.3. Taladrado.....	34
2.1.1.1.4. Rectificado.....	36
2.1.1.2. Proceso de Mecanizado sin Arranque de viruta .....	38
2.1.1.2.1. Grabado laser.....	38
2.1.1.2.2. Corte estructural mediante alambre caliente .....	40
2.1.2. Producción Secundaria: Reforzamiento de Piezas .....	42
2.1.2.1. Revestimiento por adhesión de fibra de vidrio y resinas .....	44
<b>2.2. MATERIALES E INSUMOS .....</b>	<b>47</b>
2.2.1. Poliestireno.....	47
2.2.1.1. Poliestireno Expandido EPS.....	49
2.2.2. Poliuretano .....	51
2.2.2.1. Espuma de Poliuretano.....	51
2.2.3. Plásticos Industriales para Mecanizado - “Plásticos de Ingeniería”.....	52
2.2.3.1. Grilon – Poliamida 6 .....	52
2.2.3.2. Duralon.....	53
2.2.4. Materiales Compuestos .....	54
2.2.4.1. Fibra de Vidrio .....	54
2.2.4.2. Resina Epoxi .....	55
<b>3. CAPITULO III.- MATERIALES COMPUESTOS.....</b>	<b>57</b>

<b>3.1.</b>	<b>INTRODUCCIÓN Y DESCRIPCIÓN .....</b>	<b>58</b>
<b>3.2.</b>	<b>PROCESO DE PRODUCCIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS USFQ.....</b>	<b>67</b>
3.2.1.	Pruebas para Uso de Material.....	69
3.2.1.1.	Prueba I .....	70
3.2.1.2.	Prueba II .....	72
3.2.1.3.	Prueba III.....	74
<b>3.3.</b>	<b>CARACTERÍSTICAS DEL MATERIAL COMPUESTO USFQ .....</b>	<b>76</b>
<b>3.4.</b>	<b>ANÁLISIS Y PRUEBAS PARA EL MATERIAL COMPUESTO ARTESANAL USFQ .....</b>	<b>77</b>
3.4.1.	Elaboración de Probetas .....	78
3.4.2.	Pruebas de Esfuerzos del Material .....	83
3.4.2.1.	Ensayos de Flexión de Probetas Completas .....	84
3.4.2.2.	Ensayos de Flexión de Probetas con Juntas Estructurales .....	86
3.4.3.	Pruebas de Deflexión y Deformación de Material .....	89
3.4.3.1.	Ensayos de Deflexión en Probetas con Juntas Estructurales .....	90
3.4.3.2.	Ensayo de Deflexión en Ala Unida por Juntas Estructurales .....	94
<b>4.</b>	<b>CAPITULO IV.- PROCESO DE PRODUCCIÓN DEL PRIMER PROTOTIPO AVIÓN</b>	
	<b>PIQUERO.....</b>	<b>97</b>
<b>4.1.</b>	<b>PROCESOS DE MANUFACTURAS Y USO DE MATERIALES PARA LA PRODUCCIÓN .....</b>	<b>98</b>
4.1.1.	Esqueleto Central .....	106
4.1.1.1.	Tubería Estructural .....	107
4.1.1.2.	Costillas o Discos Estructurales – Front Discs .....	117
4.1.1.2.1.	Proceso de Manufactura de Front Discs .....	122
4.1.1.2.2.	Proceso de Manufactura del Acople Fresa Frontal 38mm .....	137
4.1.1.3.	Pieza de Soporte Central – PCP .....	143
4.1.1.3.1.	Proceso de Manufactura .....	149
4.1.1.4.	Soportes de Sujeción para Motores – Engine Supports.....	152
4.1.1.4.1.	Soporte de Sujeción para Motor ENYA .....	153
4.1.1.4.2.	Soporte de Sujeción para Motor EVOLUTION 58GX2 .....	160
4.1.2.	Superficies Aerodinámicas de Vuelo .....	170
4.1.2.1.	Ala Central .....	171
4.1.2.1.1.	Conformado Físico del Cuerpo de las Alas.....	172
4.1.2.1.2.	Recubrimiento Superficial de las Piezas .....	185
4.1.2.1.3.	Acabados Finales de Diseño .....	196
4.1.2.2.	Cola .....	204
4.1.2.2.1.	Pieza Horizontal con Elevador.....	206
4.1.2.2.2.	Pieza Vertical con Timón .....	215
4.1.2.2.3.	Ensamblaje de Pieza Final .....	222
4.1.3.	Fuselaje Externo.....	230
4.1.3.1.	Recubrimiento Central de Estructura – Fuselaje .....	231
4.1.3.1.1.	Fuselaje de Fibra de Vidrio y Resina Epoxi.....	232
4.1.3.1.2.	Fuselaje de Lámina Plástica de Alta Resistencia .....	235
4.1.3.2.	Visor Frontal – Domo .....	237

<b>4.2. PROCEDIMIENTO DE ENSAMBLAJE DE PIEZAS .....</b>	<b>242</b>
4.2.1. Procesos de Ensamblaje de Piezas .....	244
4.2.1.1. Almas para Juntas.....	244
4.2.1.2. Pines y Pasadores de Sujeción.....	247
4.2.1.3. Montaje de Motores .....	250
4.2.1.4. Montaje de Servos.....	252
4.2.1.5. Montaje de Fuselaje .....	255
4.2.1.6. Montaje de Cableado.....	258
4.2.1.7. Reforzamiento de Superficies de Control.....	261
4.2.2. Guía de Localización de Piezas y Ensamble .....	264
<b>5. CAPITULO V.- RESULTADOS .....</b>	<b>265</b>
<b>5.1. PRIMER PROTOTIPO AVIÓN PIQUERO .....</b>	<b>266</b>
5.1.1. Resultados de Manufactura .....	268
5.1.1.1. Características de Peso de Piezas y Ensamblaje Final.....	269
5.1.1.2. Características Superficiales de Materiales Compuestos para Revestimiento de Piezas.....	272
5.1.2. Interpretación de Cálculos para Selección de Materiales.....	272
<b>5.2. PROCESOS DE GENERACIÓN DEL MATERIAL COMPUESTO USFQ .....</b>	<b>273</b>
5.2.1. Resultados de Pruebas para Levantamiento de Propiedades.....	273
5.2.1.1. Pruebas de Esfuerzos.....	273
5.2.1.1.1. Ensayos de Flexión de Probetas Completas.....	273
5.2.1.1.2. Ensayos de Flexión en Probetas con Junta Estructural .....	277
5.2.1.2. Pruebas de Deflexión y Deformación del Material .....	279
5.2.1.2.1. Ensayos de Deflexión en Probetas con Juntas .....	279
5.2.2. Manual de Procesos de Generación de Material Compuesto USFQ.....	282
<b>6. CAPITULO VI.- CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES .....</b>	<b>285</b>
<b>6.1. CONCLUSIONES.....</b>	<b>286</b>
<b>6.2. RECOMENDACIONES.....</b>	<b>288</b>
<b>7. CAPITULO VII.- BIBLIOGRAFÍA .....</b>	<b>291</b>
<b>7.1. REFERENCIAS Y TEXTOS CONSULTADOS.....</b>	<b>292</b>
<b>8. ANEXOS .....</b>	<b>301</b>
<b>CÁLCULOS Y OPERACIONES (ANEXO A) .....</b>	<b>301</b>
<b>RESULTADOS DE ENSAYOS (ANEXO B).....</b>	<b>321</b>
<b>ESPECIFICACIONES TÉCNICAS (ANEXO C) .....</b>	<b>332</b>
<b>PLANOS (ANEXO D).....</b>	<b>340</b>

## Tabla de Ilustraciones:

Ilustración 1.- Imágenes Galápagos.....	6
Ilustración 2.- Islas Galápagos.....	7
Ilustración 3.- Pesca Ilícita .....	10
Ilustración 4.- Convenio - Proyecto Galapagos UAV.....	13
Ilustración 5.- Mapa de la Reserva Marina de las Islas Galápagos.....	14
Ilustración 6.- Especificaciones Técnicas Piquero I.....	18
Ilustración 7.- Mecanizado .....	22
Ilustración 8.- Mecanizado de Partes: Proyecto Galapagos UAV .....	23
Ilustración 9.- Fresado de Partes: Proyecto Galapagos UAV .....	27
Ilustración 10.- Movimientos fundamentales de Fresado .....	27
Ilustración 11.- Tipos de Fresas.....	29
Ilustración 12.- Operaciones de Fresado.....	30
Ilustración 13.- Torneado de Materiales: Proyecto Galapagos UAV.....	31
Ilustración 14.- Tipos de tornos .....	32
Ilustración 15.- Procesos de Torneado Exterior.....	33
Ilustración 16.- Procesos de Torneado Interior.....	34
Ilustración 17.- Perforación de agujeros en piezas: Proyecto Galapagos UAV .....	35
Ilustración 18.- Proceso de Rectificado .....	37
Ilustración 19.- Rectificación de en pieza con fresadora: Proyecto Galapagos UAV.....	37
Ilustración 20.- Gravado Superficial de Piezas sobre Material: Proyecto Galapagos UAV .....	39
Ilustración 21.- Gravado Superficial de Piezas: Proyecto Galapagos UAV .....	40
Ilustración 22.- Corte de poliestireno con alambre caliente: Proyecto Galapagos UAV .....	41
Ilustración 23.- Corte de alas con alambre caliente: Proyecto Galapagos UAV.....	42
Ilustración 24.- Ejemplos de Fibra de Vidrio.....	45
Ilustración 25.- Corte de fibra de vidrio y ala revestida con fibra: Proyecto Galapagos UAV.....	46
Ilustración 26.- Revestimiento de juntas con fibra de vidrio: Proyecto Galapagos UAV.....	47
Ilustración 27.- Ilustración Molecular del Estireno .....	48
Ilustración 28.- Alas de poliestireno: Proyecto Galapagos UAV .....	50
Ilustración 29.- Relleno de hendiduras en alas con poliuretano: Proyecto Galapagos UAV .....	52
Ilustración 30.- Resina y endurecedor Aeropoxy: Proyecto Galapagos UAV .....	56
Ilustración 31.- Tipos de Composites .....	60
Ilustración 32.- Formas de Composites .....	61
Ilustración 33.- Prueba I de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV.....	71
Ilustración 34.- Resultados de Prueba I de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV .....	72
Ilustración 35.- Prueba II de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV .....	73

Ilustración 36.- Resinado y Resultados Prueba II de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV .....	73
Ilustración 37.- Resultados de Prueba II de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV .....	74
Ilustración 38.- Prueba III de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV .....	74
Ilustración 39.- Resultados de Prueba III de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV .....	75
Ilustración 40.- Resultados de Prueba III de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV .....	75
Ilustración 41.- Elaboración de Probetas en Poliestireno: Proyecto Galapagos UAV .....	79
Ilustración 42.- Preparación de Probetas para Proceso de Revestimiento: Proyecto Galapagos UAV .....	80
Ilustración 43.- Elaboración de Probetas Revestidas con Composite: Proyecto Galapagos UAV .....	81
Ilustración 44.- Resultados de Probetas Revestidas con Composite: Proyecto Galapagos UAV .....	82
Ilustración 45.- Ilustración 45.- Ensayos de Flexión en Probetas del Material Compuesto: Proyecto Galapagos UAV .....	85
Ilustración 46.- Ensayos de Flexión en Probetas del Material Compuesto: Proyecto Galapagos UAV .....	85
Ilustración 47.- Ensayos de Flexión en Probetas con 5% de Junta: Proyecto Galapagos UAV.....	87
Ilustración 48.- Ensayos de Flexión en Probetas con 5% de Junta: Proyecto Galapagos UAV.....	87
Ilustración 49.- Ensayos de Flexión en Probetas con 15% de Junta: Proyecto Galapagos UAV.....	88
Ilustración 50.- Ensayo de Flexión en Probetas con 25% de Junta: Proyecto Galapagos UAV .....	89
Ilustración 51.- Ensayo de Flexión en Probetas con 25% de Junta: Proyecto Galapagos UAV .....	89
Ilustración 52.- Sistema de Sujeción para Ensayos de Deflexión: Proyecto Galapagos UAV .....	90
Ilustración 53.- Ensayo de Deflexión en Junta de 5%: Proyecto Galapagos UAV .....	92
Ilustración 54.- Ensayo de Deflexión en Junta de 15%: Proyecto Galapagos UAV.....	92
Ilustración 55.- Ensayo de Deflexión en Junta de 15%: Proyecto Galapagos UAV.....	93
Ilustración 56.- Ensayo de Deflexión en Junta de 25%: Proyecto Galapagos UAV.....	93
Ilustración 57.- Ensayo de Deflexión en Ala Completa de prueba: Proyecto Galapagos UAV .....	95
Ilustración 58.- Ensayo de Deflexión en Ala Completa de prueba: Proyecto Galapagos UAV .....	95
Ilustración 59.- Ensayo de Deflexión en Ala Completa de prueba: Proyecto Galapagos UAV .....	96
Ilustración 60.- Vista del Esqueleto Central del Prototipo.....	106
Ilustración 61.- Ilustración de Partes en Esqueleto Central .....	109
Ilustración 62.- Corte de tubería estructural de aluminio: Proyecto Galapagos UAV .....	111
Ilustración 63.- Torneado de tubería estructural: Proyecto Galapagos UAV .....	112
Ilustración 64.- Embonamiento de tubería en piezas estructurales: Proyecto Galapagos UAV .....	113
Ilustración 65.- Tubería embonada en sus piezas estructurales del prototipo: Proyecto Galapagos UAV .....	115
Ilustración 66.- Tubería embonada en sus piezas estructurales del prototipo: Proyecto Galapagos UAV .....	115
Ilustración 67.- Wing Rods y Torsion Pins embonados en alas: Proyecto Galapagos UAV .....	115
Ilustración 68.- Tail Boom conectado con piezas de la cola: Proyecto Galapagos UAV .....	116
Ilustración 69.- Tubería conectando alas, cola y piezas del prototipo: Proyecto Galapagos UAV.....	116
Ilustración 70.- Exposición de Fallas en Diseño Preliminar del Front Disc .....	118
Ilustración 71.- Plano original de diseño del Front Disc: Proyecto Galapagos UAV .....	118

Ilustración 72.- Evolución del diseño del Front Disc: Proyecto Galapagos UAV .....	119
Ilustración 73.- Plano final de diseño del Front Disc: Proyecto Galapagos UAV .....	120
Ilustración 74.- Gravado laser del diseño Front Disc en Ertalon 12mm: Proyecto Galapagos UAV .....	123
Ilustración 75.- Eliminación de bordes extras de Ertalon 12 mm: Proyecto Galapagos UAV .....	124
Ilustración 76.- Pieza Inicial para elaboración de Front Discs: Proyecto Galapagos UAV .....	125
Ilustración 77.- Proceso de Torneado de Front Discs: Proyecto Galapagos UAV.....	126
Ilustración 78.- Front Discs después de torneado externo: Proyecto Galapagos UAV.....	127
Ilustración 79.- Fresa con acoplamiento montada en maquina herramienta fresadora: Proyecto Galapagos UAV... 128	
Ilustración 80.- Alineación de discos con herramienta de corte: Proyecto Galapagos UAV .....	129
Ilustración 81.- Vaciado de sección lateral en disco estructural; Proyecto Galapagos UAV.....	130
Ilustración 82.- Vaciado de las secciones laterales de los discos estructurales; Proyecto Galapagos UAV .....	131
Ilustración 83.- Vaciado de las secciones laterales de los discos estructurales; Proyecto Galapagos UAV .....	132
Ilustración 84.- Proceso de Taladrado para orificios de Front Discs; Proyecto Galapagos UAV.....	133
Ilustración 85.- Taladrado y fresado de orificios de los discos estructurales; Proyecto Galapagos UAV .....	134
Ilustración 86.- Fractura en uno de los orificios de un disco estructural; Proyecto Galapagos UAV .....	135
Ilustración 87.- Discos estructurales antes del torneado interno; Proyecto Galapagos UAV .....	136
Ilustración 88.- Manufactura final de Discos estructurales; Proyecto Galapagos UAV .....	136
Ilustración 89.- Diseño de acople para fresa 38 mm; Proyecto Galapagos UAV .....	137
Ilustración 90.- Cilindrado externo de eje de acero de transmisión; Proyecto Galapagos UAV .....	138
Ilustración 91.- Secuencia de brocas utilizadas para taladrado; Proyecto Galapagos UAV .....	138
Ilustración 92.- Taladrado del extremo tipo negativo del acople; Proyecto Galapagos UAV .....	139
Ilustración 93.- Roscado interno del extremo tipo negativo del acople; Proyecto Galapagos UAV .....	140
Ilustración 94.- Prueba del roscado y acoplamiento de la fresa al elemento; Proyecto Galapagos UAV .....	140
Ilustración 95.- Cilindrado y acoplamiento a boquilla 25; Proyecto Galapagos UAV .....	141
Ilustración 96.- Fractura del primer acople manufacturado; Proyecto Galapagos UAV .....	141
Ilustración 97.- Manufactura final de acople; Proyecto Galapagos UAV.....	142
Ilustración 98.- Evolución de diseño del PCP; Proyecto Galapagos UAV .....	143
Ilustración 99.- Detalles para cambio en Diseño Preliminar PCP; Proyecto Galapagos UAV .....	144
Ilustración 100.- Diseño Preliminar PCP; Proyecto Galapagos UAV .....	145
Ilustración 101.- Diseño Final PCP; Proyecto Galapagos UAV.....	147
Ilustración 102.- Diseño PCP para dos motores distintos; Proyecto Galapagos UAV .....	148
Ilustración 103.- Diseño Manufacturado PCP; Proyecto Galapagos UAV .....	150
Ilustración 104.- Manufactura Final PCP; Proyecto Galapagos UAV .....	151
Ilustración 105.- PCP Conectado a Piezas Estructurales; Proyecto Galapagos UAV.....	151
Ilustración 106.- Diseño de Soporte de Sujeción para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV.....	154
Ilustración 107.- Gravado Laser del Diseño Soportes para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV .....	154
Ilustración 108.- Separación de piezas para Soportes de Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV.....	155

Ilustración 109.- Rectificado de caras laterales de Soportes para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV .....	156
Ilustración 110.- Rectificado de caras laterales de Soportes para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV .....	156
Ilustración 111.- Taladrado de orificios laterales de Soportes para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV .....	157
Ilustración 112.- Vaciado de Soportes para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV .....	158
Ilustración 113.- Resultado de Vaciado de Soportes para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV .....	158
Ilustración 114.- Taladrado de orificios pasantes para ejes de sujeción del motor; Proyecto Galapagos UAV .....	159
Ilustración 115.- Soportes de Sujeción para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV .....	159
Ilustración 116.- Soportes de Sujeción para Motor ENYA en Prototipo; Proyecto Galapagos UAV .....	160
Ilustración 117.- Diseño de Soporte de Sujeción para Motor EVOLUTION-R; Proyecto Galapagos UAV .....	161
Ilustración 118.- Diseño de Soporte de Sujeción para Motor EVOLUTION-L; Proyecto Galapagos UAV .....	161
Ilustración 119.- Gravado Laser Soportes para Motor EVOLUTION; Proyecto Galapagos UAV .....	162
Ilustración 120.- Rectificado de caras laterales Soporte Motor EVO-R; Proyecto Galapagos UAV .....	163
Ilustración 121.- Rectificado de caras laterales Soporte Motor EVO-L; Proyecto Galapagos UAV .....	163
Ilustración 122.- Soportes Motor EVOLUTION rectificadas; Proyecto Galapagos UAV .....	164
Ilustración 123.- Taladrado de orificios laterales de Soporte Motor EVO-L; Proyecto Galapagos UAV .....	165
Ilustración 124.- Vaciados de Soportes Motor EVOLUTION; Proyecto Galapagos UAV .....	166
Ilustración 125.- Generación de desnivel en Soporte Motor EVO-L; Proyecto Galapagos UAV .....	167
Ilustración 126.- Taladrado de orificios de eje para Soporte Motor EVO-R; Proyecto Galapagos UAV .....	167
Ilustración 127.- Taladrado de orificios de eje para Soporte Motor EVO-L; Proyecto Galapagos UAV .....	168
Ilustración 128.- Soportes para Motor EVOLUTION manufacturados; Proyecto Galapagos UAV .....	169
Ilustración 129.- Vista de Superficies Aerodinamicas del Prototipo .....	170
Ilustración 130.- Plano de envergadura total de ala para el prototipo; Proyecto Galapagos UAV .....	171
Ilustración 131.- Software de Corte CNC reconociendo perfiles de ala; Proyecto Galapagos UAV .....	173
Ilustración 132.- Modelo y Perfil de Ala Sección I; Proyecto Galapagos UAV .....	175
Ilustración 133.- Corte CNC de las dos piezas de Sección I para las alas; Proyecto Galapagos UAV .....	175
Ilustración 134.- Modelo 3D de la Sección II del Ala; Proyecto Galapagos UAV .....	176
Ilustración 135.- Perfil de Ala Sección II; Proyecto Galapagos UAV .....	176
Ilustración 136.- Corte CNC de las dos piezas de Sección II para cada ala; Proyecto Galapagos UAV .....	177
Ilustración 137.- Piezas de Sección II para cada ala; Proyecto Galapagos UAV .....	177
Ilustración 138.- Modelos 3D Derecho-Izquierdo de la Sección III de ala; Proyecto Galapagos UAV .....	178
Ilustración 139.- Modelos 3D Derecho-Izquierdo de la Sección III de ala; Proyecto Galapagos UAV) .....	179
Ilustración 140.- Perfil de Ala Sección III; Proyecto Galapagos UAV .....	179
Ilustración 141.- Vista de corte frontal de la Sección III Ala Derecha; Proyecto Galapagos UAV .....	179
Ilustración 142.- Vistas de corte trasero de la Sección III Ala Derecha; Proyecto Galapagos UAV .....	180
Ilustración 143.- Vista de corte frontal de la Sección III Ala Izquierda; Proyecto Galapagos UAV .....	180
Ilustración 144.- Vista de corte trasera de la Sección III Ala Izquierda; Proyecto Galapagos UAV .....	180
Ilustración 145.- Modelo del corte triangular de la Sección III del Ala; Proyecto Galapagos UAV .....	181

Ilustración 146.- Piezas Derecha- Izquierda de las Secciones I y III; Proyecto Galapagos UAV .....	181
Ilustración 147.- Conjunto Total de Piezas Derecha-Izquierda para el Ala; Proyecto Galapagos UAV .....	182
Ilustración 148.- Comprobación de dimensiones para perfiles de cada sección; Proyecto Galapagos UAV .....	182
Ilustración 149.- Comprobación de dimensiones para perfiles de cada sección; Proyecto Galapagos UAV .....	183
Ilustración 150.- Ensamble Total del ala con Secciones I y II Derecha-Izquierda; Proyecto Galapagos UAV.....	183
Ilustración 151.- Ensamble Total del ala con Secciones I y II Derecha-Izquierda; Proyecto Galapagos UAV.....	184
Ilustración 152.- Proceso de lijado de secciones del ala; Proyecto Galapagos UA .....	186
Ilustración 153.- Piezas de secciones lijadas con superficie totalmente lisa; Proyecto Galapagos UAV .....	186
Ilustración 154.- Adhesión de Secciones I y II para Ala Derecha e Izquierda; Proyecto Galapagos UAV .....	187
Ilustración 155.- Adhesión de Secciones I y II para Ala Derecha e Izquierda; Proyecto Galapagos UAV .....	188
Ilustración 156.- Sellado de zanjas longitudinales con espuma de poliuretano; Proyecto Galapagos UAV.....	188
Ilustración 157.- Proceso de Sellado de zanjas longitudinales en alas; Proyecto Galapagos UAV .....	189
Ilustración 158.- Corte y Adhesión de Fibra de vidrio sobre las alas; Proyecto Galapagos UAV.....	190
Ilustración 159.- Materiales y Herramientas para Proceso de Resinado; Proyecto Galapagos UAV .....	191
Ilustración 160.- Proceso de Curado y Vacuum Bagging de Secciones I y II; Proyecto Galapagos UAV .....	193
Ilustración 161.- Sistema de Compactación para terminado de bordes; Proyecto Galapagos UAV .....	193
Ilustración 162.- Proceso de Curado y Vacuum Bagging en las dos Alas; Proyecto Galapagos UAV.....	194
Ilustración 163.- Resultado Final de Ala conjunta Secciones I y II; Proyecto Galapagos UAV .....	194
Ilustración 164.- Corte y Adhesión de Fibra de Vidrio para Sección III del Ala; Proyecto Galapagos UAV .....	195
Ilustración 165.- Proceso de resinado de las dos piezas de Sección III; Proyecto Galapagos UAV.....	195
Ilustración 166.- Sistema de Compactación de bordes en piezas de Sección III; Proyecto Galapagos UAV .....	196
Ilustración 167.- Sellado de bolsa y Proceso de Curado en piezas de Sección III; Proyecto Galapagos UAV .....	196
Ilustración 168.- Dimensiones de Flaps para las piezas de Sección III; Proyecto Galapagos UAV .....	198
Ilustración 169.- Desarrollo de Flaps en piezas de Sección III; Proyecto Galapagos UAV .....	198
Ilustración 170.- Destaje Central del Ala Izquierda en la pieza de Sección I; Proyecto Galapagos UAV.....	199
Ilustración 171.- Destaje Central del Ala Derecha en la pieza de Sección I; Proyecto Galapagos UAV .....	199
Ilustración 172.- Elaboración de Destajes Centrales en Alas; Proyecto Galapagos UAV .....	200
Ilustración 173.- Elaboración de Destajes Centrales en Alas; Proyecto Galapagos UAV .....	200
Ilustración 174.- Adhesión de piezas de Sección I-II con Sección III; Proyecto Galapagos UAV.....	201
Ilustración 175.- Adhesión de Fibra de Vidrio para Elaboración de Junta en Ala; Proyecto Galapagos UAV .....	202
Ilustración 176.- Proceso de Curado en Junta Estructural de Alas; Proyecto Galapagos UAV .....	202
Ilustración 177.- Proceso de Curado en Junta Estructural de Alas; Proyecto Galapagos UAV .....	203
Ilustración 178.- Resultado Final de Ala Izquierda; Proyecto Galapagos UAV .....	203
Ilustración 179.- Resultado Final de Alas Ensambladas en Prototipo; Proyecto Galapagos U .....	204
Ilustración 180.- Plano de envergadura total de ala para el prototipo; Proyecto Galapagos UAV .....	205
Ilustración 181.-Perfil de Corte para cada lado de la Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV .....	207
Ilustración 182.-Corte de Pieza Derecha para Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV.....	207

Ilustración 183.- Pegado de Fibra de Vidrio en Piezas para Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV .....	208
Ilustración 184.- Resinado de Pieza Derecha para Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV .....	209
Ilustración 185.- Colocación de Sistema de Compactación de Bordes; Proyecto Galapagos UAV .....	210
Ilustración 186.- Proceso de Vacuum Bagging para Piezas de Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV .....	210
Ilustración 187.- Pegado de Elementos para formar la Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV .....	211
Ilustración 188.- Adhesión de fibra en Junta entre Piezas para formar la Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV .....	212
Ilustración 189.- Proceso de Junta entre Piezas para formar la Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV .....	212
Ilustración 190.- Detalles de Corte para Destaje en Cola Horizontal .....	213
Ilustración 191.- Dibujo y Marcación del Destaje para Elaboración del Elevador; Proyecto Galapagos UAV .....	213
Ilustración 192.- Proceso de Elaboración del Elevador para la Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV .....	214
Ilustración 193.- Perfil Original de Corte para la Cola Vertical; Proyecto Galapagos UAV .....	215
Ilustración 194.- Ángulo de Inclinación de la Cola Vertical; Proyecto Galapagos UAV .....	216
Ilustración 195.- Perfiles de Corte Paralelos para generación de Cola Vertical; Proyecto Galapagos UAV .....	217
Ilustración 196.- Corte Diagonal de perfiles para inclinación de Cola Vertical; Proyecto Galapagos UAV .....	217
Ilustración 197.- Corte y Pegado de Fibra de Vidrio en pieza de Cola Vertical; Proyecto Galapagos UAV .....	218
Ilustración 198.- Colocación de Sistema de Compactación de Bordes; Proyecto Galapagos UAV .....	219
Ilustración 199.- Proceso de Vacuum Bagging en Cola vertical; Proyecto Galapagos UAV .....	220
Ilustración 200.- Resultado Inicial de Cola vertical; Proyecto Galapagos UAV .....	220
Ilustración 201.- Resultado Final de Cola vertical; Proyecto Galapagos UAV .....	221
Ilustración 202.- Dimensiones del Destaje para Elaboración del Timón; Proyecto Galapagos UAV .....	221
Ilustración 203.- Resultado Final del Timón para la Cola Vertical; Proyecto Galapagos UAV .....	222
Ilustración 204.- Resultado Final del Timón para la Cola Vertical; Proyecto Galapagos UAV .....	223
Ilustración 205.- Colocación de Fibra de Vidrio para la Junta de la Cola; Proyecto Galapagos UAV .....	224
Ilustración 206.- Resinado de Fibra de Vidrio para la Junta de la Cola; Proyecto Galapagos UAV .....	225
Ilustración 207.- Resinado de Fibra de Vidrio para la Junta de la Cola; Proyecto Galapagos UAV .....	226
Ilustración 208.- Uso de Espuma de Poliuretano para unión de Cola y Tubería; Proyecto Galapagos UAV .....	226
Ilustración 209.- Eliminación de material extra de poliuretano en junta de cola; Proyecto Galapagos UAV .....	227
Ilustración 210.- Resultado final de lijado de poliuretano en junta de Cola; Proyecto Galapagos UAV .....	227
Ilustración 211.- Resinado de Fibra de Vidrio para Junta de la Cola con Tubería; Proyecto Galapagos UAV .....	228
Ilustración 212.- Resultado final de Junta de Cola y Tubería con Fibra Resinada; Proyecto Galapagos UAV .....	229
Ilustración 213.- Resultado final de Junta de Cola y Tubería con Fibra Resinada; Proyecto Galapagos UAV .....	229
Ilustración 214.- Vista del Fuselaje Externo del Prototipo .....	230
Ilustración 215.- Dimensiones de diseño para la manufactura del fuselaje; Proyecto Galapagos UAV .....	232
Ilustración 216.- Corte de cartulina para generación del fuselaje; Proyecto Galapagos UAV .....	233
Ilustración 217.- Acoplamiento de cartulina para generación del fuselaje; Proyecto Galapagos UAV .....	233
Ilustración 218.- Molde cilíndrico para adherencia de fibra de vidrio; Proyecto Galapagos UAV .....	234

Ilustración 219.- Lámina de Blindaje para alternativa de fuselaje; Proyecto Galapagos UAV .....	235
Ilustración 220.- Lámina de Blindaje para alternativa de fuselaje; Proyecto Galapagos UAV .....	236
Ilustración 221.- Fuselaje manufacturado con Lámina de Blindaje 8000; Proyecto Galapagos UAV .....	237
Ilustración 222.- Diseño del molde positivo del Visor Frontal; Proyecto Galapagos UAV .....	239
Ilustración 223.- Manufactura en capas del molde positivo del Visor Frontal; Proyecto Galapagos UAV .....	239
Ilustración 224.- Molde positivo del Visor Frontal manufacturado en MDF; Proyecto Galapagos UAV .....	240
Ilustración 225.- Visor Frontal manufacturado en Policarbonato Traslucido; Proyecto Galapagos UAV .....	241
Ilustración 226.- Prototipo Final con Visor Frontal de parte delantera; Proyecto Galapagos UAV .....	241
Ilustración 227.- Mecanizado de almas para la sección de juntas de tubería; Proyecto Galapagos UAV .....	245
Ilustración 228.- Mecanizado de almas para la sección de juntas de tubería; Proyecto Galapagos UAV .....	246
Ilustración 229.- Almas en Wing Rod y Cockpit Boom para juntas de tubería; Proyecto Galapagos UAV .....	246
Ilustración 230.- Perforaciones para Pasadores y Pines en Cockpit Booms; Proyecto Galapagos UAV .....	248
Ilustración 231.- Perforaciones para Pasadores y Pines en Tubería Estructural; Proyecto Galapagos UAV .....	249
Ilustración 232.- Pasadores y Pines en Cockpit Boom para sujeción de piezas; Proyecto Galapagos UAV .....	249
Ilustración 233.- Montaje de Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV .....	250
Ilustración 234.- Piezas para Montaje de Motor EVOLUTION; Proyecto Galapagos UAV .....	251
Ilustración 235.- Montaje de servos en piezas con superficie de control; Proyecto Galapagos UAV .....	254
Ilustración 236.- Ubicación Final de Servos en piezas con superficie de control; Proyecto Galapagos UAV .....	255
Ilustración 237.- Proceso de Montaje de Fuselaje en Estructura del Prototipo; Proyecto Galapagos UAV .....	257
Ilustración 238.- Elaboración de Destajes Rectangulares en Tubería Estructural; Proyecto Galapagos UAV .....	259
Ilustración 239.- Elaboración de Destajes Rectangulares en Tubería Estructural; Proyecto Galapagos UAV .....	260
Ilustración 240.- Cableado colocado en Cockpit Booms de la Estructura; Proyecto Galapagos UAV .....	260
Ilustración 241.- Colocación de cableado a través de alas; Proyecto Galapagos UAV .....	261
Ilustración 242.- Resultados finales de Cableado; Proyecto Galapagos UAV .....	261
Ilustración 243.- Resinado de Reforzamiento de Juntas para Superficies de Control; Proyecto Galapagos UAV .....	263
Ilustración 244.- Reforzamiento de Juntas para Superficies de Control; Proyecto Galapagos UAV .....	263
Ilustración 245.- Vista de la Localización General de Piezas para Ensamblaje.....	264
Ilustración 246.- Primer Ensamblaje General del Prototipo .....	266
Ilustración 247.- Segundo Ensamblaje General del Prototipo .....	266
Ilustración 248.- Pruebas de Motor en Prototipo y Montaje de Componentes Electrónicos .....	267
Ilustración 249.- Sistema Completo de Funcionamiento del Prototipo .....	267
Ilustración 250.- Ensamblaje Total del Primer Prototipo Piquero I; Proyecto Galapagos UAV .....	268

## Tablas de Datos:

Tabla 1.- Dimensiones Piquero I .....	19
Tabla 2.- Sistemas del Prototipo Piquero I .....	20

Tabla 3.- Tipos de Mecanizado sin arranque de viruta .....	24
Tabla 4.- Tipos de Mecanizado con arranque de viruta .....	24
Tabla 5.- Maquinas Herramienta de Taladrado .....	36
Tabla 6.- Procesos de Tratamiento Superficial .....	44
Tabla 7.- Tipos de Poliestireno .....	49
Tabla 8.- Propiedades Grilon .....	53
Tabla 9.- Propiedades Fibra de Vidrio Tipo S .....	64
Tabla 10.- Tabla de Combinaciones Matriz-Fibras .....	65
Tabla 11.- Propiedades Resina Aeropoxy PR2032 con Endurecedor Aeropoxy PH3660 .....	66
Tabla 12.- Pesos de Tubería Estructural .....	110
Tabla 13.- Propiedades Nylon PA6 - Ertalon .....	121
Tabla 14.- Pesos de Piezas Engine Supports .....	153
Tabla 15.- Tabla de Sistemas Incorporados en el Ensamblaje General del Prototipo.....	242
Tabla 16.- Piezas para Ensamblaje Total del Prototipo .....	264
Tabla 17.- Resultados de Pesos de Manufactura de Front Discs .....	269
Tabla 18.- Resultados de Pesos de Manufactura de PCP.....	269
Tabla 19.- Resultados de Pesos de Manufactura de Engine Supports .....	269
Tabla 20.-Resultados de Pesos para Ensamblaje de Esqueleto Central .....	270
Tabla 21.- Resultados de Pesos de Manufactura del Fuselaje Externo .....	270
Tabla 22.- Resultados de Pesos de Manufactura de Superficies Aerodinámicas .....	270
Tabla 23.- Resultados de Pesos de Manufactura de Superficies Aerodinámicas con Tubería Estructural .....	270
Tabla 24.- Resultados de Pesos de Manufactura de Tubería Estructural .....	271
Tabla 25.- Resultados de Pesos de Ensamblaje General del Prototipo .....	271

## **Graficas:**

Gráfica 1.- Ensayo de Flexión Probeta I Capa Simple (Carga vs. Desplazamiento) .....	275
Gráfica 2.- Ensayo de Flexión Probeta II Capa Simple (Carga vs. Desplazamiento) .....	275
Gráfica 3.-Ensayo de Flexión Probeta I Capa Doble (Carga vs. Desplazamiento) .....	276
Gráfica 4.- Ensayo de Flexión Probeta II Capa Doble (Carga vs. Desplazamiento) .....	276
Gráfica 5.-Ensayo de Flexión en Probeta con Junta de 5% (Carga vs. Desplazamiento) .....	277
Gráfica 6.- Ensayo de Flexión en Probeta con Junta de 15% (Carga vs. Desplazamiento) .....	278
Gráfica 7.- Ensayo de Flexión en Probeta con Junta de 25% (Carga vs. Desplazamiento) .....	278
Gráfica 8.-Ensayo de Deflexión en Probeta con Junta de 5% (Carga vs. Desplazamiento) .....	279
Gráfica 9.- Ensayo de Deflexión en Probeta con Junta de 15% (Carga vs. Desplazamiento) .....	280
Gráfica 10.- Ensayo de Deflexión en Probeta con Junta de 25% (Carga vs. Desplazamiento) .....	280
Gráfica 11.- Ensayo de Deflexión en Probeta de Ala Completa (Carga vs. Desplazamiento).....	281

## **1. CAPITULO I.- Introducción General**

## **1.1. Antecedentes y Área de Influencia**

### **1.1.1. Colegio de Ciencias e Ingeniería USFQ**

Con una visión inspirada en la búsqueda y preparación de nuevos profesionales con una excelencia en conocimientos científicos y tecnológicos para la sociedad y la industria nacional como internacional, el Colegio de Ciencias e Ingeniería de la Universidad San Francisco ha permitido el continuo desarrollo de proyectos tecnológicos representados por la capacidad inquisitiva e intelectual de los estudiantes que atraviesan sus carreras (“El Colegio de Ciencias e Ingeniería”).

Con el paso del tiempo y el crecimiento de una de las instituciones educativas de mayor prestigio que tiene el Ecuador, facultades de Ingeniería Mecánica, Ingeniería Aeroespacial e Ingeniería Eléctrica del Colegio Politécnico de la Universidad San Francisco de Quito han generado en conjunto diversos proyectos de diseño y manufactura que llegan a la altura de la capacidad tecnológica que presenta actualmente la comunidad industrial. La procedencia educativa conjunta que tienen estas carreras profesionales en sus estudiantes y las ganas de emprender tanto intelectual como tecnológicamente en la industria han permitido la posibilidad de presentar proyectos cada vez más exigentes que pretenden ofrecer alternativas de solución a diversas tareas o situaciones que se presentan en nuestra sociedad. Proyectos como aviones no tripulados, submarinos teledirigidos, vehículos terrestres de posicionamiento, entre otros, han sido prototipos presentados por estudiantes de estas carreras tanto en clases como en la defensa de sus tesis de grado, y con el tiempo se ha convertido en una manera de presentar la actitud de trabajo que pretende tener un ingeniero en su futuro.

De la mano de profesionales educativos en las diferentes carreras que tienen experiencia en proyectos relativamente similares durante sus vidas laborales, la posibilidad de este tipo de proyectos ha sido una realidad durante los últimos años en la Universidad. De la misma manera, gracias a la inversión en laboratorios y maquinaria de última tecnología, el proyecto Galápagos UAV espera ser parte de los logros conseguidos por los estudiantes de esta institución. Y para llevar a cabo esta hazaña el proyecto permitirá nuevamente el trabajo en conjunto de estudiantes tanto de ingeniería mecánica, ingeniería eléctrica, ingeniería aeroespacial e ingeniería en telecomunicaciones.

### 1.1.2. Vehículos Autónomos USFQ

Con el desarrollo de los diferentes proyectos antes mencionados en las inmediaciones del Colegio de Ciencias e Ingeniería del Politécnico, el objetivo previamente planteado de trabajar en este tipo de proyectos a manos de los estudiantes llegó a crear el ahora conocido Centro de Vehículos Autónomos USFQ. Este centro tiene como principal objetivo la generación de plataformas móviles para investigación científica, tareas de exploración y trabajos en áreas de difícil inclusión por parte de un ser humano. El Centro de Vehículos Autónomos USFQ actualmente tiene presentados tres proyectos completamente terminados, entre estos se encuentran: El Primer Avión USFQ, El Proyecto Plataforma Móvil de Exploración Terrestre, y por último, El Proyecto Vehículo Submarino de Exploración Marítima.

Con la finalidad de seguir complementando el trabajo del Centro de Vehículos Autónomos USFQ, el Proyecto Piquero - Galápagos UAV propone nuevamente la generación de una nueva plataforma móvil de trabajo aérea. Esta plataforma será capaz de viajar autónomamente por sitios predestinados por un operador a través de posicionamiento global en

el mapa y al mismo tiempo transmitir información en forma de imágenes y videos para la vigilancia de zonas extensas de territorio, en este caso las bastas aguas del Archipiélago de Galápagos.

### 1.1.3. Las Islas Galápagos: Un Archipiélago lleno de Magia y Encanto

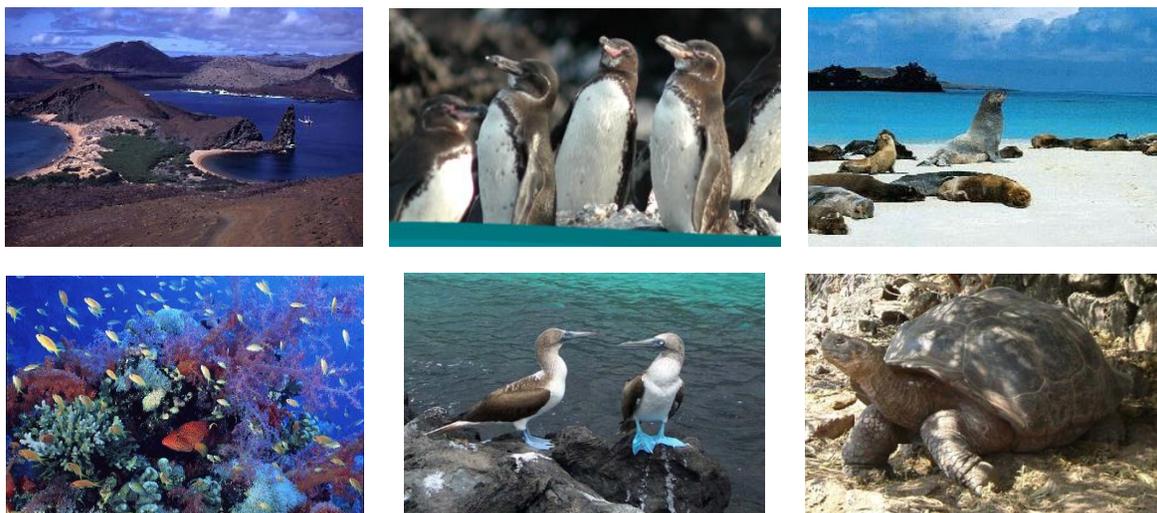
Las Islas Galápagos un paraíso natural de fauna y vegetación diferente al resto de especies de todo un planeta, son conocidas también como el Archipiélago de Las Encantadas o el Archipiélago de Colón (“Islas Galápagos, Archipiélago de Colon”). Un lugar inhóspito de una cantidad inmensa de sorpresas, maravillas y paisajes muy poco explicables y casi indescritibles, estas islas marcaron las memorias de sus primeros visitantes, navegantes marinos españoles, británicos, piratas y muchos bucaneros que alguna vez desembarcaron en sus costas, maravillando sus ojos con la cantidad de magia que estas islas podían manifestar en sus paisajes (“Islas Galápagos”).

Obscura lava volcánica que nace desde el azul turquesa marino, pincelado con la blanca arena de sus playas y el verde claro de su exótica vegetación, será la inolvidable fotografía que el visitante captará de estas islas encantadas, para luego quedarse más enamorado del archipiélago al recorrerlas una por una y encontrar dentro de ellas lo más importante, su exótica flora y su amigable fauna únicas en el mundo: gigantes tortugas galápagos, iguanas, lobos marinos, focas, flamingos, aves de hermosos colores, etc. que hacen que éste lugar sea mágico (“Galápagos”).

Nombradas por la UNESCO como Patrimonio Natural de la Humanidad en 1979, y seis años más tarde en 1985 como Reserva de la Biosfera Mundial (“Galápagos, Patrimonio

Natural”), el archipiélago a permitido un creciente interés a nivel internacional y nacional por su conservación y protección de todos sus ecosistemas y sus especies. Las Islas Galápagos han sido consideradas un paraíso gracias a la diversidad animal con alto grado de endemismo que permite una fauna con comportamientos diferentes a cualquier otro sitio del planeta (“Información Turística”). Por esta razón, turísticamente también se las reconoce como las “Islas Encantadas” ya que la flora y fauna encontrada allí es prácticamente única y no se la puede encontrar en ninguna otra parte del mundo.

#### Ilustración 1.- Imágenes Galápagos



(Ecuador Galápagos: Ecuaworld Images)

Las Islas Galápagos conforman un archipiélago del océano Pacífico ubicado aproximadamente a 1000 Km de la masa continental, es decir, de las costas Ecuatorianas (“Las Islas Encantadas”). Este archipiélago está conformado por 13 islas principales de gran tamaño, 6 islas de pequeñas y alrededor de 107 pequeños islotes y rocas que están dispersas en toda la zona

marítima de esta región (“Información acerca de las Islas Galápagos”). Todas estas masas de tierra que conforman el archipiélago son de origen principalmente volcánico y por ello se explica las características territoriales de cada uno de sus ecosistemas y el continuo surgimiento de nuevos islotes y rocas debido a la actividad volcánica de la zona (“Información General”). El archipiélago está distribuido en su mayor parte alrededor de la línea del Ecuador terrestre “Línea Ecuatorial: Latitud 0” y ocupa una superficie total de alrededor de 7882 km<sup>2</sup> en esta región insular (“Información acerca de las Islas Galápagos”).

**Ilustración 2.- Islas Galápagos**



(“Galapagos Islands”)

Las Islas Galápagos constituyen una de las 22 provincias del Ecuador, y estas también son conocidas como la Región Insular del país, la capital de las mismas es Puerto Vaquerizo Moreno localizada en la isla San Cristóbal (“Galápagos”). Este archipiélago tuvo como primeros

habitantes navegantes y marineros que llegaban a sus costas y el 12 de febrero de 1832, bajo la presidencia de Juan José Flores, fue anexando al territorio del Ecuador (“Galápagos, Patrimonio Natural”). En 1835, Charles Darwin llega a las islas encantadas y gracias a la diversidad de su fauna lo llevaron a establecer la Teoría de la Evolución por la Selección Natural. En 1959, el gobierno ecuatoriano declaró al archipiélago como Parque Nacional Galápagos y en Febrero de 1973 constituyen una provincia de este país (“Galápagos, Patrimonio Natural”).

El archipiélago de Colón tiene la capacidad de encantar a todos los visitantes que llegan a conocer sus tierras, no solamente por sus espectaculares paisajes sino también por las condiciones naturales y climáticas que ofrece esta zona. La más extraordinaria atracción de este parque nacional está dada principalmente por el mundo animal y vegetal que puede apreciarse, entre las especies más comunes de este archipiélago se puede encontrar: piqueros de patas rojas y patas azules, fragatas, tortugas gigantes o de galápagos, lobos marinos, cormoranes que no pueden volar, albatros de las islas iguanas marinas y terrestres, pingüinos de tierra caliente o de las galápagos y los famosos pinzones de la evolución de Darwin (“Información acerca de las Islas Galápagos”).

A pesar de que todas estas especies suenan fascinantes y deslumbren la vista de todos los turistas, el ámbito terrestre no es lo más fascinante de esta tierra encantada, puesto a que su mundo marino es considerado por los buceadores como uno de los sitios más exóticos del mundo entero (“Información acerca de las Islas Galápagos”). Este mundo marino es uno de los pocos que permite la observación de una cantidad inmensa de animales grandes y todos juntos en una misma zona a diferencia de cualquier otra parte de los océanos, con mayor frecuencia se reportan avistamientos de ballenas, delfines, tiburones, mantas y una variedad absoluta de especies de peces (“Información Turística”). Consecuentemente son estas maravillas la principal razón para

que los esfuerzos del Parque Nacional Galápagos sigan incrementándose con el tiempo para así alcanzar la conservación y protección de este tesoro que ofrece el archipiélago. Partiendo de estas iniciativas, es aquí donde el proyecto Piquero - Galapagos UAV pretende participar con sus prototipos para trabajar en forma conjunta con la Dirección del Parque Nacional Galápagos y ser una herramienta de vigilancia para protección para la biodiversidad de la zona.

#### 1.1.4. Pesca Ilícita: Fauna en Peligro, un Problema de Vigilancia

El mar hace a Galápagos un paraíso ecológico y “La Dirección del Parque Nacional trabaja para administrar y manejar los ecosistemas marinos del Archipiélago, para asegurar la conservación de su integridad ecológica y biodiversidad; así como el uso racional de los bienes y servicios ambientales, que estos generan para la población local” (“Conservación y Restauración”). La pesca siempre ha sido una de las actividades productivas de mayor importancia y tradición en las islas. Consecuentemente, con el incremento de la población, esta actividad ha ido creciendo de la misma manera, motivo por el cual se ha vuelto necesario implementar un mejor manejo y control sobre el recurso marino, especialmente de aquellas especies más vulnerables a esta actividad humana (“Protección y Uso Sustentable”). Cabe mencionar que la extensión del territorio marítimo abarca 13300 Km<sup>2</sup>, de los cuales es casi imposible controlar en su totalidad esta actividad o por otro lado representa una cantidad exuberante de costos para intentar controlar en cierta cantidad la proliferación de la misma.

Durante las últimas décadas, el problema más grande que ha presentado este archipiélago está relacionado directamente con el control de la proliferación de esta actividad en el ámbito ilegal. A pesar de ser una reserva ecológica marina y de gran importancia para la naturaleza, el

incremento de la pesca de especies no permitidas y el desarrollo de esta actividad en zonas restringidas se ha convertido en una viva realidad que sufre el archipiélago (“Islas Galápagos”). Especies de alto interés ecológico como tiburones, mantas, delfines, entre otras variedades de peces, han sido las principales víctimas de la pesca y extracción (“Pesca Ilegal en Galápagos”). Por esta razón, las operaciones de control y vigilancia son el principal objetivo conjunto entre la Dirección del Parque Nacional Galápagos, la Armada del Ecuador y la cooperación de organizaciones ambientalistas que pretenden proteger la integridad ecológica animal de las islas (“Conservación y Uso”).

**Ilustración 3.- Pesca Ilícita**



(“Pesca ilegal en Galápagos: 357 tiburones”)

El problema más grande de la pesca ilícita está dado por la aparición de embarcaciones no provenientes a los puertos del archipiélago, ya que estas no tienen ningún registro de operación y entran en aguas de reserva marina para la extracción y pesca de especies no

permitidas por la ley (Dirección del Parque Nacional). La pesca ilegal de tiburones es uno de los aspectos de mayor crecimiento a nivel mundial y el problema es que en los años de 1997 al 2005 se registro que alrededor del 80% de la cantidad total de tiburones extraídos en esta actividad era procedente directamente a las Islas Galápagos (“El 80% de tiburones”). Por estos motivos las autoridades de Recursos Marinos y la fiscalía de Ambiente de las islas, comenzaron a realizar operativos continuos en los puertos de las mismas pero no han parado de obtener malas noticias al observar la matanza y captura de toneladas y toneladas de tiburones en muchas de estas embarcaciones (“Pesca Ilegal de tiburones”).

En Noviembre de 1999, una embarcación pesquera conocida como Mary Cody fue encontrada en área de la reserva marina con 80 toneladas de aletas de tiburón cortadas en sus instalaciones (“Pesca Ilícita en Galápagos”); en Junio del 2011, otra embarcación es encontrada con 357 tiburones en sus bodegas dentro de la reserva de Galápagos (“Pesca Ilegal en Galápagos: 357 tiburones”); nuevamente un mes más tarde en Septiembre del 2011, vuelven a encontrar una embarcación con 25 tiburones en sus instalaciones (“Detienen a embarcación”); en el mismo mes de Septiembre del 2011, vuelven a detener a una embarcación con 81 tiburones en sus bodegas (“Pesca ilegal de tiburones”); todos estos ejemplos son una proclamación de ayuda que pide en la actualidad la fauna de las islas pues nadie tiene el derecho a profanar el ecosistema de las mismas. Este es el principal motivo por el cual el Proyecto Galapagos UAV pretende desarrollar los prototipos de vigilancia, pues así el Parque Nacional de las Islas Galápagos tendrá una herramienta importante para proteger y conservar la fantástica biodiversidad que tiene su archipiélago.

## **1.2.Descripción General del Proyecto**

### **1.2.1. Proyecto Galápagos UAV – Avión No Tripulado Piquero**

Las Islas Galápagos son una de las atracciones naturales de mayor belleza que tiene toda la región territorial del Ecuador. Esta afirmación es dada principalmente debido a la abundante diversidad ecológica que tienen tanto sus islas como su espacio marítimo alrededor de ellas. En la actualidad, este sitio es uno de los lugares de mayor atracción turística extranjera y nacional del país y, a pesar de la necesidad que tiene este ecosistema de ser preservado y mantener su estabilidad para un futuro lejano, a lo largo de los últimos años han sido diversos los problemas que han ido generándose en estas islas afectando así directamente la estabilidad de la flora y fauna del lugar.

Entre estos problemas existe uno que presenta mayores dificultades para su control y proliferación diaria. Este problema está relacionado directamente con la supervisión de navíos pesqueros entre las aguas de las islas y la falta de control sobre cualquier actividad que pueda inferir contra el ecosistema. Este dificultad de supervisión y control ha permitido que la pesca ilícita de diferentes especies se produzca en esta región y que muchas de las especies se vean afectadas en su supervivencia alrededor de estas aguas. Partiendo de una iniciativa conjunta con las autoridades controladoras de estas actividades en las islas, la Dirección del Parque Nacional Galápagos y una iniciativa tecnológica de diseño de un Avión no tripulado para vigilancia de diferentes regiones ya presentada anteriormente en la Universidad San Francisco de Quito, surge el proyecto Galápagos UAV, también conocido como Avión No Tripulado Piquero, el cual se encargaría de sobrevolar aguas territoriales de las islas para tener una vigilancia más profunda de cualquier actividad en el área.

Ilustración 4.- Convenio - Proyecto Galapagos UAV

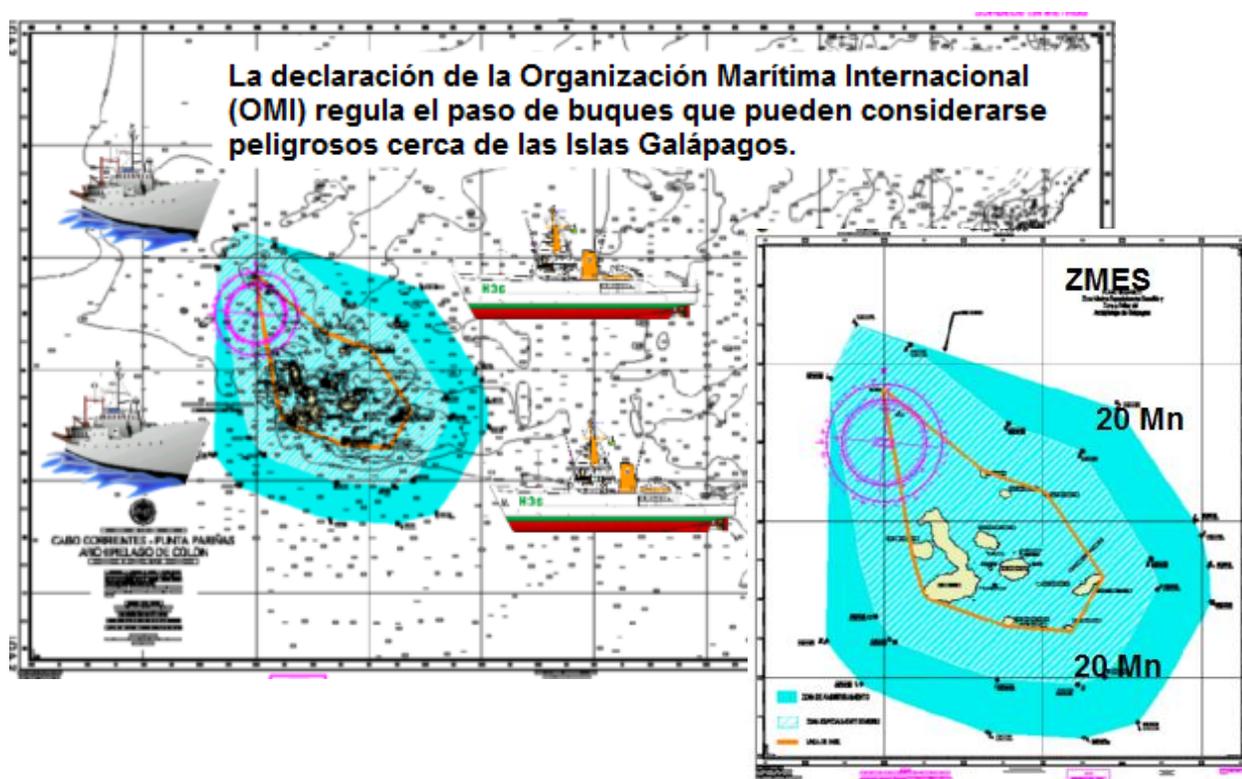


(Proyecto Galápagos UAV)

Con los conocimientos educativos y personales del Ingeniero Pedro Meneses en actividades aeroespaciales y proyectos ya presentados en empresas de aviación norteamericana, conjunto con el equipo establecido para la generación de este proyecto dentro de la universidad San Francisco de Quito y la universidad Americana Embry Riddle, se pretende dar una solución al problema de actividades ilícitas del archipiélago Galápagos, mediante la manufactura del primer avión no tripulado para la vigilancia de las islas. El proyecto en el cual se piensa trabajar está relacionado directamente con el desarrollo tecnológico de vehículos aéreos no tripulados por parte de futuros ingenieros que puedan trabajar en campos de diseño y manufactura de prototipos o productos. A su vez, este proyecto se justifica principalmente con la vigilancia de regiones y la supervisión de actividades en zonas remotas o difíciles de abarcar un control en tiempos cortos con un transporte normal utilizado por un tripulante.

El objetivo final de este proyecto es asegurarse de patrullar y tener un mayor control de conservación en 13300 km<sup>2</sup> que representa la región marítima de las Islas Galápagos. Como consecuencia este proyecto pretende presentar una flota de alrededor de 20 UAV que se encarguen de el patrullaje de zonas previamente señaladas. Cada uno de estos UAV o aviones no tripulados se encargaran de supervisar cualquier actividad no legal o embarcación peligrosa que pueda ser considerada en zonas de la reserva marina.

Ilustración 5.- Mapa de la Reserva Marina de las Islas Galápagos



(Proyecto Galápagos UAV)

En este caso el proyecto comprende específicamente de la presentación de diferentes prototipos de aviones no tripulados que pretenden ir mejorando sus características y propiedades consecutivamente en forma de sucesión. Al mismo tiempo, el Proyecto Galápagos UAV divide sus aéreas de trabajo en cinco secciones que se complementan para la generación de cada

prototipo. Estas áreas de trabajo están divididas en Telecomunicaciones, la cual se encarga de la transmisión de información remota desde el vehículo a una central en Tierra; área de Auto-pilotaje, la cual se encarga del control autónomo de vuelo por parte del vehículo; área de Lanzamiento y Aterrizaje, la cual debe implementar dispositivos de despegue y recepción de los vehículos en zonas limitadas de espacio; y por último el área de Diseño y Manufactura, la cual está encargada de la construcción y producción de los diferentes prototipos del vehículo hasta llegar a un modelo final del mismo.

El proyecto personal en el cual esta tesis de grado se va a involucrar está relacionado directamente con el área de Diseño y Manufactura del vehículo, pretendiendo así implementar como objetivo final la construcción del primer prototipo de avión no tripulado para el Proyecto Piquero-Galápagos UAV. Este proyecto personal se encargara de proponer y establecer todos los procesos de producción y manufactura para el primer prototipo e implementara por primera vez el uso de materiales compuestos para su construcción tanto en la Universidad San Francisco de Quito como a nivel nacional en la construcción de vehículos UAV o aviones no tripulados.

### 1.2.2. Procesos de Producción: Piquero Prototipo I – Galápagos UAV

Una de las áreas más importantes del Proyecto Piquero - Galápagos UAV, representa el diseño y manufactura de cada uno de los prototipos que se desean producir y probar hasta llegar a la construcción del vehículo final para la vigilancia y trabajo en el Archipiélago de las Galápagos. Por esta razón, este sub-proyecto tiene como objetivo principal diseñar los procesos de producción del primer prototipo para el avión Piquero y a su vez, crear los procesos para la generación de materiales compuestos que van a ser utilizados para la manufactura del mismo. La

importancia del proyecto está dada por la creación de los primeros procesos de generación de materiales compuestos antes no utilizados en la universidad San Francisco de Quito y, para el establecimiento de los mismos en la producción del resto de prototipos consecutivos para el proyecto.

El desarrollo de los procesos de producción para el Proyecto Galápagos UAV, se representa principalmente en la elección de materiales y la selección de los diferentes procedimientos que existen en la industria para la producción del avión Piquero. Esta selección de procedimientos permitirá la manufactura de cada una de las piezas y componentes que se necesitan para el ensamblaje y manufactura del primer prototipo. Parte fundamental de este proyecto es investigar y establecer los procesos de producción basándose directamente en la capacidad y facilidad que nos ofrece la industria nacional ecuatoriana. Esta restricción de procesos es importante ya que debido a la ubicación del desarrollo y futura implementación del proyecto en general, ninguno de los elementos pertenecientes al prototipo debe depender de algún procedimiento que tenga realizarse fuera del país. De esta manera, se evitará problemas de mantenimiento, remplazo o futura producción del cualquier parte del prototipo o del vehículo en su totalidad.

En el caso de la implementación de materiales compuestos, estos procedimientos son totalmente nuevos en la Universidad San Francisco de Quito, por lo cual este proyecto pretende estudiar e investigar los procesos ya utilizados en la industria internacional para la generación y uso de los mismos. De esta manera, se realizara un proceso continuo y secuencial de mejoramiento en la producción de piezas con el uso de estos materiales, para así obtener un desarrollo estructurado de cada parte del prototipo. Esta implicación permitirá conseguir las características y propiedades de diseño que son requeridas tanto en el vehículo como en el

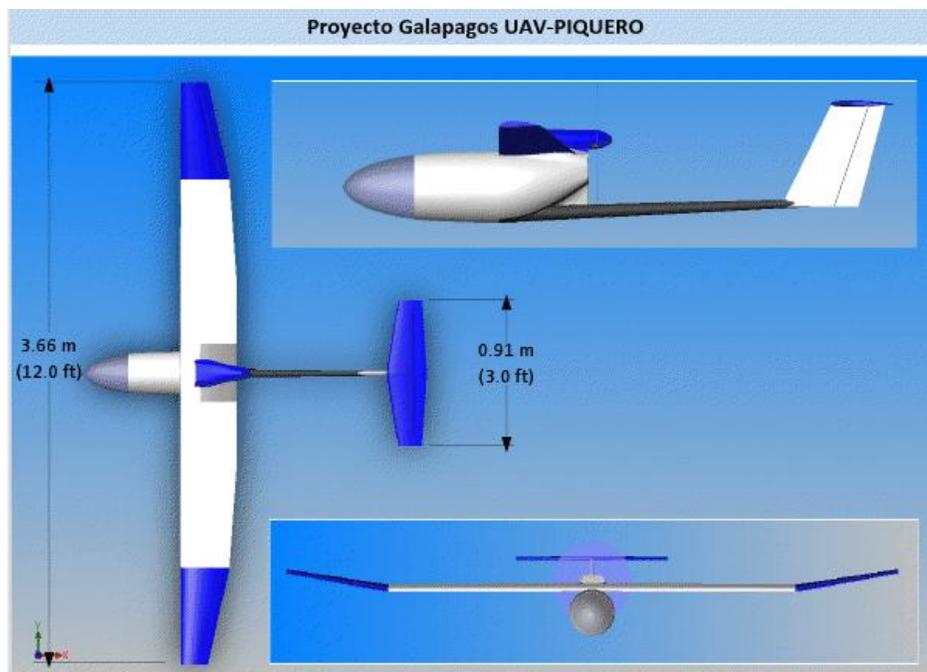
proyecto. Consecuentemente, la implementación de estos materiales nuevos en la producción de partes y piezas exige la creación de planes y pruebas estructurales, para así generar propiedades mecánicas de diseño que permitan caracterizar los materiales nuevos y artesanales que se desarrollaran conjunto con la producción del prototipo.

Todos estos procedimientos utilizados en este proyecto se valoraran como base de construcción y manufactura de todos los futuros prototipos a construir. Al mismo tiempo, conjunto con las personas encargadas del diseño tanto estructural como aerodinámico del vehículo, se intercambiaran conocimientos de trabajo y se evaluaran las posibilidades de cambios en características, propiedades, dimensiones y diseños en su totalidad según la capacidad de producción que tenga la industria ecuatoriana y la obtención de materiales para su manufactura.

Consecuentemente con todos estos aspectos mencionados anteriormente, este proyecto trabaja con limitaciones en las especificaciones técnicas que exige el proceso de producción total del avión. Entre estas limitaciones cabe recalcar puntualmente la elección de materiales que puedan soportar condiciones naturales donde va a exponerse el proyecto, ¿por ejemplo capacidad de corrosión y salinidad ambiental; la elección de materiales que tengan capacidad estructural optima para el trabajo que exige el vehículo sin exceder limitaciones de peso del mismo; y por último, la elección de materiales que puedan encontrarse con facilidad en la industria ecuatoriana para asegurar la vida útil del avión.

### 1.2.3. Especificaciones Técnicas: Prototipo I Piquero – Galápagos

Para la manufactura y construcción de cualquier parte, elemento o prototipo, uno de los aspectos más importantes a tomarse en cuenta son las características físicas o especificaciones técnicas que fueron aceptadas en los diseños detallados de los mismos. Estas especificaciones fueron aceptadas para darles las propiedades que requieren cada elemento según la funcionalidad que tienen y es fundamental que las mismas se mantengan para asegurar la eficiencia de trabajo del elemento. En el caso del primer prototipo de avión no tripulado Piquero, estas especificaciones técnicas no dejan de ser un aspecto realmente fundamental para la construcción del vehículo. Este aspecto no solo depende en mantener las dimensiones y características preestablecidas según sus diseños sino por la importancia de las mismas en relación a las propiedades de diseño aerodinámicas y de trabajo en el medio donde el prototipo va a trabajar.



**Ilustración 6.- Especificaciones Técnicas Piquero I**

A continuación se especificaran algunas de las características físicas que debe cumplir el prototipo para ratificar la funcionalidad de vuelo y trabajo con referencia al diseño del vehículo:

- Dimensiones físicas del Prototipo

Parámetro	Dimensión	
	SI	UK
Envergadura de Alas	3.66 m	12.0 ft
Área superficial de Alas	1.11 m <sup>2</sup>	12.0 ft <sup>2</sup>
Largo Total Prototipo	2.04 m	80.3 in
Diámetro Relativo Fuselaje	25 – 28 cm	10 – 11 in
Peso Bruto Prototipo	14.0 kg	30.9 lbf
Peso Max. Prototipo con Carga	25.0 kg	55.0 lbf

Proyecto Galapagos UAV-PIQUERO		
PRELIMINARY SPECIFICATIONS:		
Parameter	SI	UK
Wing span	3.66 m	12.0 ft
Wing area	1.11 m <sup>2</sup>	12.0 ft <sup>2</sup>
Empty weight	14.0 kg	30.9 lbf
Max deployment weight	25.0 kg	55.0 lbf
Max engine power	2.5-3.5 hp	
Propeller diameter	40-48 cm	16-19 in
Stalling speed (at max weight)	~51 kmh	~27 KCAS
Typical cruising speed	120 kmh	65 KCAS
Endurance in loiter	~12 hrs	

Tabla 1.- Dimensiones Piquero I

( Piquero I: Proyecto Galapagos UAV)

- Propiedades Técnicas del Prototipo

El primer prototipo que va a construirse va a ser estructurado mediante el ensamblaje de partes y piezas desmontables que puedan permitir una característica modular del vehículo. De esta manera se asegura la posibilidad de mantenimiento y reemplazo de partes o componentes sin la necesidad de modificar la totalidad del prototipo. Consecuentemente, el ensamblaje total del mismo va a ser separado en 4 sistemas complementarios, que conlleven componentes relativos a la funcionalidad que tengan en el prototipo. Cada uno de los sistemas podrá tener la capacidad de: por un lado, conformar un compartimiento total desmontable del prototipo; o por otro lado, conformar piezas del sistema que puedan ser cambiadas individualmente de su posición en el vehículo.

<b>Sistema</b>	<b>Característica</b>
Electrónicos	Compartimiento individual que contiene todos los aparatos electrónicos de control, telecomunicaciones y pilotaje del avión
Potencia	Motor y partes individuales que sirvan de sujeción y acoplamiento a la estructura del avión
Alimentación	Compartimiento individual que contiene el tanque de almacenamiento de combustible
Fuselaje General	Partes individualmente desmontables según su posición en el avión: alas, cola, tren de aterrizaje y piezas internas de estructura central

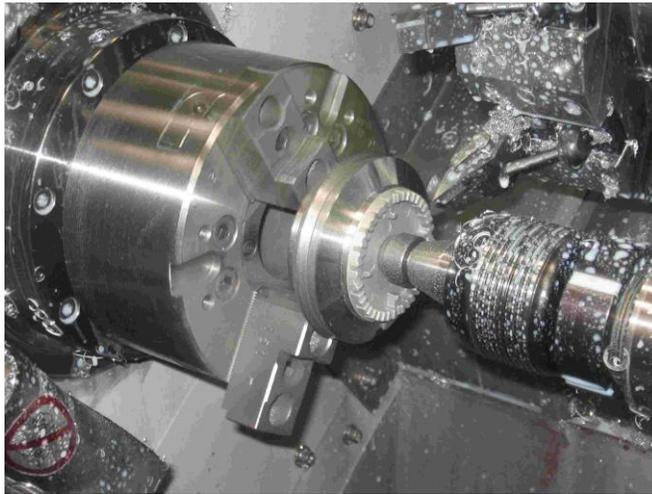
**Tabla 2.- Sistemas del Prototipo Piquero I**

## **2. CAPITULO II.- Marco Teórico**

## 2.1. Procesos de Manufactura

### 2.1.1. Producción Primaria: Proceso de Mecanizado o Maquinado

El mecanizado es un procedimiento de manufactura que permite la elaboración de piezas o partes a partir de operaciones realizadas con herramientas mecánicas que permiten la eliminación de material sobrante para conformar el diseño de las mismas (“Maquinado Tradicionales y Automatizados”). En la actualidad, este procedimiento se ha transformado en uno de los procesos mayormente utilizados en la industria de diseño y manufactura de partes a nivel mundial. Esta afirmación es aceptada ya que el mecanizado tiene la capacidad de desarrollar un mejor acabado superficial que cualquier otro proceso de formación (“Mecanizado”). Este procedimiento también puede ser conocido como maquinado debido a que el conformado de las piezas se realiza mayormente mediante el uso de maquinas o herramientas de corte (“Procesos avanzados de maquinado”).



**Ilustración 7.- Mecanizado**

(Ciclo GM Mecanizado: Mecanizado)

Los procesos de mecanizado tienen la capacidad de conformar piezas o partes a partir del trabajo en diferentes tipos de materiales, entre estos materiales que pueden ser utilizados están los metales, plásticos, cerámicos y las maderas ((“Maquinado Tradicionales y Automatizados”). A pesar de estas capacidades, el mecanizado es considerado un proceso que demanda bastante tiempo de trabajo y desperdicio significativo de material pero ofrece una recompensa en la calidad de piezas que se pueden producir (“Procesos de maquinado”). Normalmente el mecanizado se realiza con materiales en forma de tochos, lingotes o piezas conformadas a partir de procesos de fundición y moldeo o forja (“Maquinado Tradicionales y Automatizados”). Por otro lado, las partes conformadas por este proceso muchas veces pueden ser elementos con acabado final o productos semi elaborados que recibirán algún otro tratamiento superficial (“Mecanizado”).



**Ilustración 8.- Mecanizado de Partes: Proyecto Galapagos UAV**

(Mecanizado de Partes: Proyecto Galápagos UAV)

Las operaciones de mecanizado pueden ser clasificados en dos grupos principales como son los procesos tradicionales mediante la remoción o arranque de viruta, y los procesos no tradicionales sin arranque de viruta (“Operaciones de Mecanizado”). Cada uno de estos grupos

de operaciones se caracterizan principalmente por el proceso de conformación que utilizan para elaborar las piezas. Algunos de los ejemplos de operaciones que pertenecen a cada grupo son:

1. Mecanizado sin arranque de viruta:

Sinterización	Troquelado
Laminación	Extrusión
Estampado	Forja
Trefilado	Doblado
Fundición	Embutido

**Tabla 3.- Tipos de Mecanizado sin arranque de viruta**

(“Operaciones de Mecanizado”)

2. Mecanizado con arranque de viruta:

Torneado	Aserrado
Taladrado	Rectificado
Escariado	Bruñido
Mandrinado	Electroerosión
Limado	Chorro de Agua
Cepillado	Ultrasonido
Fresado	Aserrado
Abrasión	Rectificado

**Tabla 4.- Tipos de Mecanizado con arranque de viruta**

(“Operaciones de Mecanizado”)

El mecanizado tiene tres principales factores que deben tomarse en cuenta para el desarrollo de sus operaciones, los cuales definen la calidad y desarrollo del trabajo según el material y el tipo de herramienta que se van a utilizar. Estos factores están relacionados

directamente con la manipulación de la herramienta en el proceso y son la velocidad, el avance y la profanidad de corte de la misma (“Operaciones de Mecanizado”). Las herramientas de corte pueden tener un filo o filos múltiples de corte para la operación de arranque de viruta (“Maquinado Tradicionales y Automatizados”).

- Velocidad de corte ( $vL$ ): representa la velocidad de rotación del usillo de las maquinas el cual puede sostener el material o sostener la herramienta de corte del mismo, este normalmente esta dado en revolución por minuto.
- Avance de corte ( $fR$ ): representa la distancia longitudinal que recorre la herramienta de corte en una sección de referencia al material, está dado en mm/rev.
- Profundidad de Corte ( $d$ ): representa la cantidad de penetración que tiene la herramienta para la remoción de material, se representa en milímetros.

(“Operaciones de Mecanizado”)

Estas tres condiciones de corte son las que permiten determinar directamente la velocidad de remoción de material ( $Q$ ) en la operación de mecanizado, sus unidades pueden variar directamente con referencia al tipo de mecanizado q se esté realizando. Esta característica es dada por la formula:

$$Q = vL \times fR \times d$$

(“Procesos de Maquinado”)

Los procesos de mecanizado o maquinado pueden ser realizados tanto manualmente con herramientas como mediante el uso de maquinas de corte, que del mismo modo pueden ser

manipuladas por un operador o mediante el uso de diseños digitales y de sistemas automáticos tipo CNC.

#### 2.1.1.1. Proceso de Mecanizado por Arranque de Viruta

El proceso de mecanizado por arranque de viruta se caracteriza principalmente por operaciones que utilizan el cortado o arrancado de parte del material mediante el uso de herramientas de corte, produciendo el cambio de forma de la pieza por eliminación de material (“Mecanizado”). Este tipo de operaciones se caracterizan por dos tipos de procesos para el conformado, el primer proceso se conoce como desbaste, el cual representa una remoción de mucho material con poca precisión para lograr un trabajo intermedio de la pieza; y el segundo proceso se lo conoce como acabado y refiere a la eliminación de muy poco material con mucha más precisión para realizar el acabado final de la superficie de la pieza (“Procesos de maquinado”). Las operaciones pertenecientes a este grupo de mecanizado normalmente generan una eliminación representativa de material, por esta razón muchas veces la abrasión no es considerada parte del grupo ya que esta solo produce una devastación ligera y superficial del material en forma de desgaste (“Operaciones de Mecanizado”). Entre los procesos mayormente utilizados de este tipo de mecanizado podemos señalar los procesos de torneado, fresado, taladrado y el rectificado.

##### 2.1.1.1.1. Fresado

El fresado es un proceso de mecanizado por arranque de viruta que se caracteriza principalmente por el uso de una herramienta rotativa de corte de varios filos, hilos, labios, o dientes que por la dureza y movimiento de la misma permiten la eliminación de material extra en el producto que se desea realizar (“Fresadora, procedimientos y tipos de fresas”). En este

procedimiento el movimiento rotacional de corte de la herramienta es perpendicular a la superficie del material a trabajar. Normalmente las operaciones de trabajo de este tipo de mecanizado ejecutan movimientos de avance realizados por la meza que sujeta el material, estos movimientos son de desplazamiento en dirección de los tres ejes posibles del plano de trabajo (“Procesos de Mecanizado – Fresado”).



**Ilustración 9.- Fresado de Partes: Proyecto Galapagos UAV**

El fresado realiza tres movimientos fundamentales de trabajo referentes al uso de las herramientas de corte, es decir el posicionamiento de la misma y la dirección de avance con referencia al material (“Procesos de Mecanizado – Fresado”). Estos movimientos son el fresado frontal, el fresado periférico y el fresado axial, que representa una combinación de movimientos de los dos anteriores.

**Ilustración 10.- Movimientos fundamentales de Fresado**



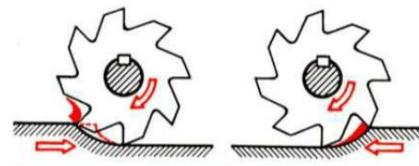
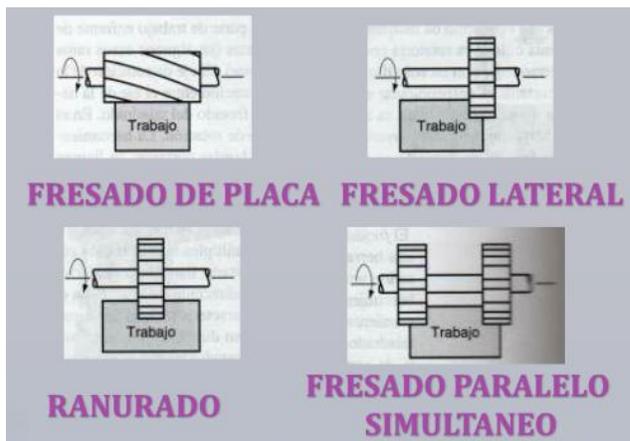
(Movimientos Fundamentales: “Procesos de Mecanizado – Fresado”)

- **Fresado Frontal:** genera el mecanizado a partir de los bordes o filos cortantes del extremo de la herramienta, este movimiento a su vez clasifica sus operaciones en:



(Tipos de Fresado Frontal: Urrego 9 - 10)

- **Fresado Periférico:** genera el mecanizado a partir de los filos o bordes de la periferia de la herramienta de corte, sus operaciones pueden clasificarse como:



(Tipos de Fresado Periférico: Urrego 5 - 6)

Del mismo modo que en el resto de tipos de mecanizados, el fresado realiza sus operaciones de trabajo en dos procesos de eliminación de material, el primer proceso se lo conoce como desbaste, el cual refiere a la eliminación rápida del material; y el otro es el mecanizado de acabado, el cual refiere a una eliminación ligera de material que genera la calidad superficial del producto final (“Procesos de maquinado”). Este tipo de mecanizado necesita de una maquina conocida como fresadora para desarrollar su trabajo y es la que se encarga de sujetar el material a ser mecanizado y la rotación y traslación de la herramienta de corte para realizar el trabajo (“Fresado”). La herramienta de corte en el fresado es conocida con el nombre de fresa, y esta representa el factor más importante para caracterizar la forma de desbaste o eliminación que se quiera realizar. Existen muchos tipos de fresas en la industrias y están se mezclan junto con los tipos de movimientos para conseguir las características que se preestablecieron en el diseño de la pieza (“Teoría del Proceso. Fresado”). Algunos de los ejemplos de los tipos de fresas que existen en la industria son:

**Ilustración 11.- Tipos de Fresas**



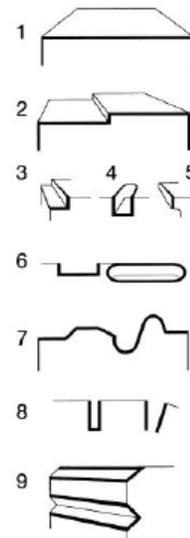
(Tipos de Fresas: “Fresado”)

Este tipo de fresas al mismo tiempo que caracterizan el tipo de mecanizado que se puede realizar en el material permiten la generación de operaciones predeterminadas de fresado y entre estas operaciones las más utilizadas en la industria son el planeado, el ranurado, el canchado, el cubitaje, el copiado, la elaboración de chaflanes, el escuadrado y el vaciado de material (“Fresado”).

**Ilustración 12.- Operaciones de Fresado**

Operaciones de fresado:

- .Planeado
- .Planeado en escuadra
- .Escuadrado
- .Ranurado
- .Cantado
- .Alojamientos o vaciados
- .Copiados
- .Ranuras y cortes
- .Chaflanes

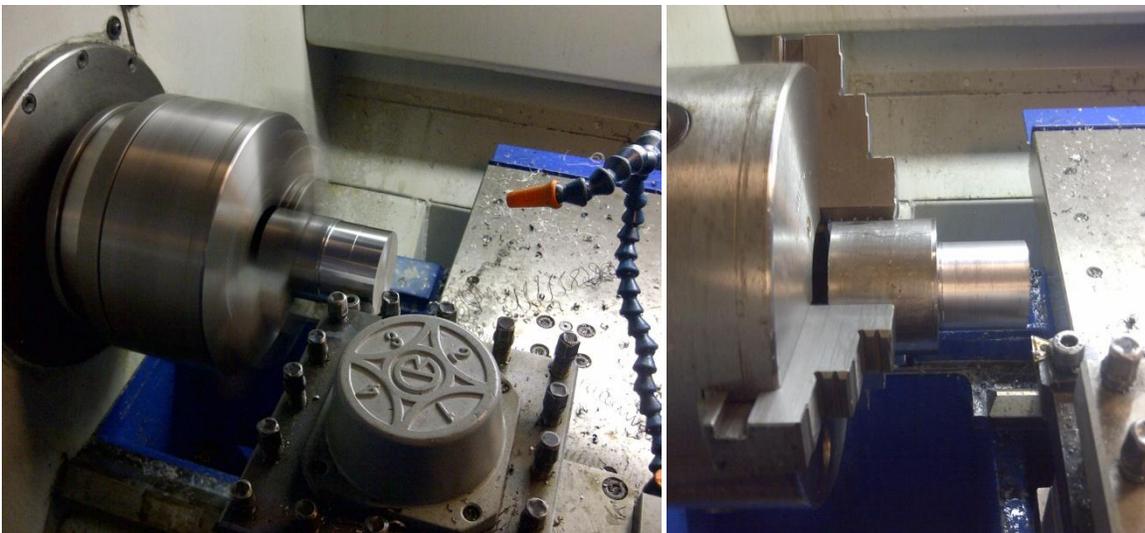


(Operaciones de Fresado: “Procesos de Mecanizado – Fresado”)

Con el desarrollo tecnológico y avances en la industria, las herramientas de corte han ido evolucionando permitiendo que su funcionalidad de trabajo crezca cada vez más. Por esta razón, el fresado es considerado una de las operaciones de mayor uso en la industria mundial para la manufactura de piezas ya que la cantidad de formas que se han logrado incrementar en sus procesos no tiene comparación con el resto de procedimientos anteriormente utilizados (Urrego 12). En la actualidad, el proceso de mecanizado por fresado es considerado el generador de mayor productividad, funcionalidad, calidad y variedad en la producción de cualquier pieza o parte en la industria manufacturera (“Procesos avanzados de maquinado”).

### 2.1.1.1.2. Torneado

El torneado es un proceso de mecanizado por arranque de viruta caracterizado por la conformación de piezas con una forma mayormente cilíndrica. Este proceso de mecanizado se realiza a partir de el uso de una herramienta de punta sencilla o cuchilla que remueve material de la superficie de la pieza a trabaja (“El Torneado”). La pieza base de trabajo para este proceso es mayormente de forma cilíndrica y se realiza la operación mediante la rotación de la misma para que la herramienta avance paralelamente al eje de rotación y disminuya perifericamente la cantidad necesaria de material para el producto final (“El Torneado-Procedimientos y Estilos”). El producto final que se obtiene de este tipo de mecanizado es de características cilíndricas tipo solido de revolución pero tambien pueden obtenerse formas helicoidales como las de una rosca (“Torneado, tipos de tornos”).

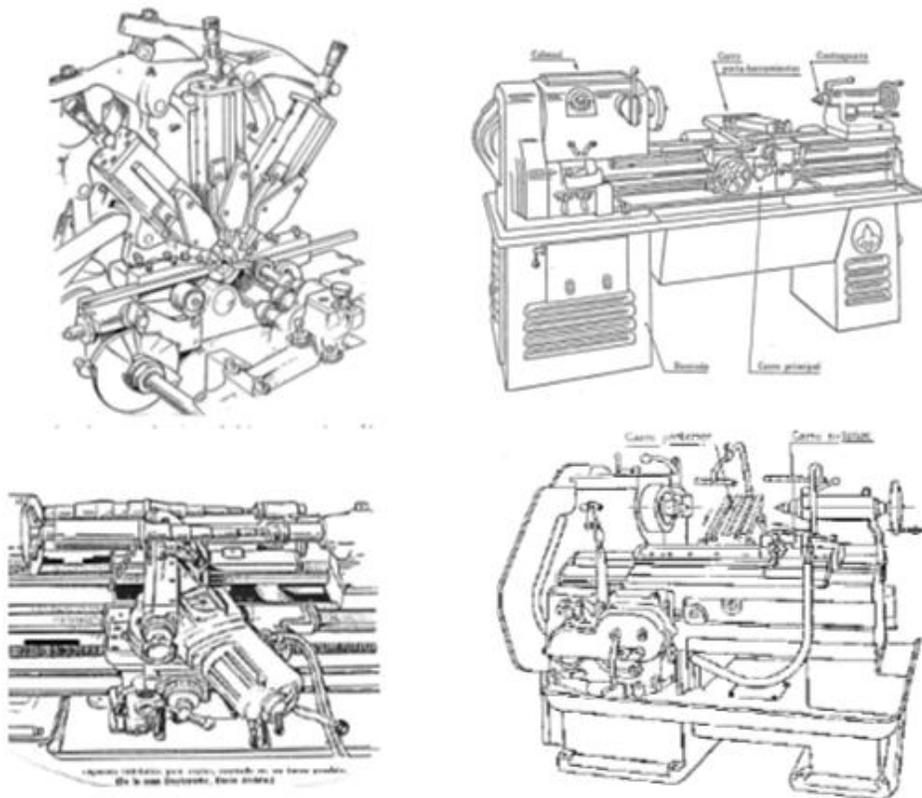


**Ilustración 13.- Torneado de Materiales: Proyecto Galapagos UAV**

Este tipo de mecanizado se realiza a partir del uso de una máquina herramienta conocida como torno, la cual se encarga de generar el movimiento de rotación del material y al mismo

tiempo el movimiento axial paralelo o perpendicular de la cuchilla con referencia al material (“El Torneado”). Existen varios tipos de torno en la industria de manufactura y estos se caracterizan principalmente por el posicionamiento del material de trabajo, la funcionalidad, y su operación. Entre los tipos de torno que se pueden encontrar en la industria son: Tornos Paralelos, Tornos Verticales, Tornos Universales, Tornos de Copiado, Tornos Automáticos y Tornos CNC (“Torneado, Tipos de tornos”). Los componentes principales de un torno son su bancada, el cabezal, el contrapunto, la caja de engranes y el porta herramienta (“El Torneado”).

**Ilustración 14.- Tipos de tornos**



(Tipos de Tornos: “Torneado, Tipos de tornos”)

Las principales operaciones que pueden realizarse en una máquina herramienta tipo torno son de cilindrado, refrentado, perfilado, y roscado. A estas operaciones se pueden realizar

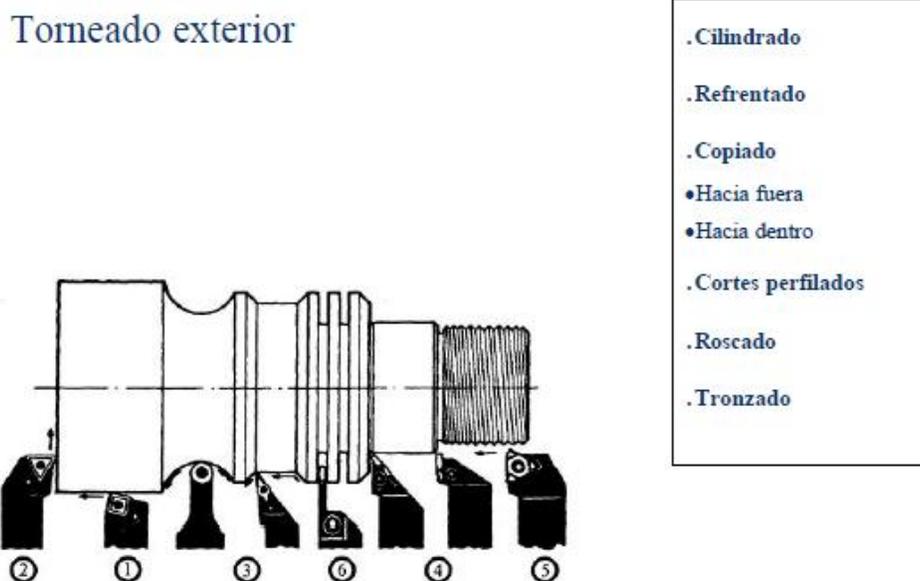
combinaciones de estas mismas operaciones y posiciones o movimientos de cuchillas que puedan generar cualquier tipo de mecanizado en forma cilíndrica (“El Torneado”).

- **Cilindrado:** generación de superficie cilíndrica interna o externa en el material a mecanizar paralela al eje de rotación de la misma
- **Refrentado:** generación de caras planas perpendiculares al eje de rotación del material
- **Perfilado:** generación de superficies de revolución predeterminadas
- **Roscado:** generación de paso de rosca paralela al eje de rotación

(“El Torneado-Procedimientos y Estilos”)

El torneado tiene la capacidad de mecanizar piezas usando estas operaciones en dos procesos principales, el uno es por torneado interno, y el otro es por torneado externo del material (“Procesos de Mecanizado Torneado”).

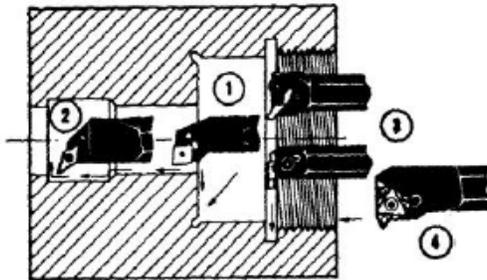
Ilustración 15.- Procesos de Torneado Exterior



(Torneado Exterior: “Procesos de Mecanizado - Torneado”)

### Ilustración 16.- Procesos de Torneado Interior

#### Torneado interior (mandrinado)

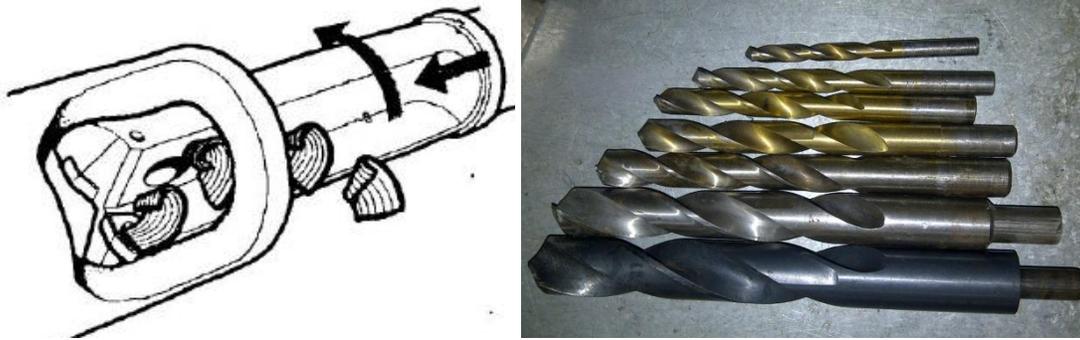


- .Cilindrado
- .Refrentado / Copiado
- .Perfilados
- .Roscado

(Torneado Interno: “Procesos de Mecanizado - Torneado”)

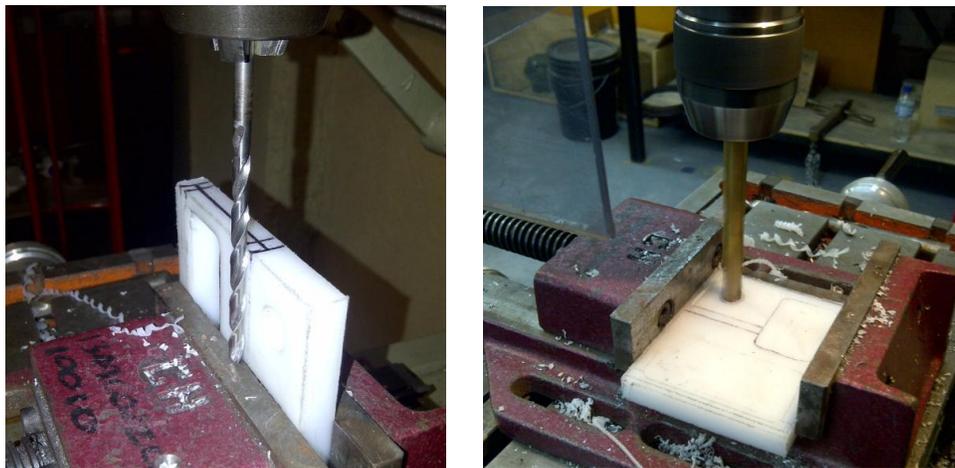
#### 2.1.1.1.3. Taladrado

El taladrado es un procedimiento de arranque de viruta que se caracteriza por la eliminación de material en forma de agujeros que penetran parcialmente o en su totalidad a una pieza. Este tipo de procedimiento se realiza a partir del uso de una máquina herramienta conocida como taladro y una herramienta de corte conocida como brocas (“Procesos de Mecanizado – Taladrado”). El taladrado se realiza a partir del movimiento rotacional de la herramienta de corte que por la disposición de sus filos permite la extracción de material mientras el avance de la herramienta se realiza perpendicularmente a la superficie a ser perforada (“Fresado y Taladrado Protocolo”).



(Movimiento Fundamental: “Procesos de Mecanizado – Taladrado”)

El taladrado no solamente es utilizado como proceso final de mecanizado para la elaboración de piezas sino que se lo utiliza como un procedimiento previo para la preparación del material para posteriores procedimientos como son el mandrinado, el roscado, el escariado, el brochado y también para cubrir el trepanado en las piezas (“Taladrar”). La mayor parte de brocas utilizadas en estos procedimientos son tipo cilíndrico helicoidal pero existen otras no helicoidales para realizar otro tipo de orificios. Esta herramienta de corte siempre debe ser selecta dependiendo del material donde vaya a ser utilizado el proceso ya que debe tener diferentes propiedades mecánicas para que esta no pueda romperse por falta de resistencia o sobre esfuerzo (“Taladrar”).



**Ilustración 17.- Perforación de agujeros en piezas: Proyecto Galapagos UAV**

Para la realización de este tipo de mecanizado existen varios tipos de maquinas herramientas o taladros que facilitan según la necesidad el desarrollo de los procesos, estos pueden ser automáticos o completamente de operación manual para el giro de la herramienta de corte. Entre los taladros que pueden encontrarse en la industria son:

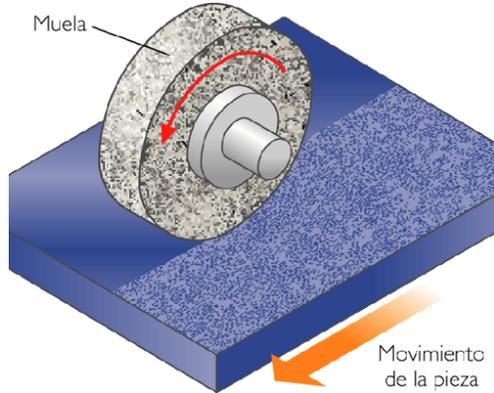
**Tabla 5.- Maquinas Herramienta de Taladrado**

- |                           |                        |
|---------------------------|------------------------|
| • Barrena                 | • Taladro eléctrico    |
| • Berbiquí                | • Martillo Percutor    |
| • Taladro manual          | • Taladro de columna   |
| • Taladro manual de pecho | • Dremel o Minitaladro |

(“Fresado y Taladrado Protocolo”)

#### 2.1.1.1.4. Rectificado

El rectificado es un proceso que muchas veces no es considerado como mecanizado por arranque de viruta ya que este procedimiento se realiza normalmente con el uso de una máquina herramienta de abrasión (“Rectificado”). Este tipo de mecanizado es utilizado en la industria manufacturera para realizar una eliminación muy ligera y superficial de material, para de esta manera conseguir una precisión y calidad de superficie muy alta (“Rectificado y Pulido”). La herramienta de corte que usa este tipo de de mecanizado se caracteriza por tener una superficie granulada de partes duras y agudas que arrancan el material de la superficie de trabajo. Estas herramientas se conocen como discos abrasivos o muelas y bandas de abrasión (“Rectificado”).

**Ilustración 18.- Proceso de Rectificado**

(“Rectificado”)

En la industria manufacturera y mecánica muchas veces el termino rectificar está relacionado directamente con la corrección de una pieza, por lo cual este procedimiento se lo realiza eliminando algún exceso ligero del material o adhiriendo alguna pieza postiza a un producto mayor que tenga un desperfecto o parte faltante. En este caso, los procesos de mecanizado como el fresado y el torneado también son considerados parte del procedimiento de rectificado siempre y cuando el desgaste sea muy ligero y solo para acabado de calidad (“Rectificado”).

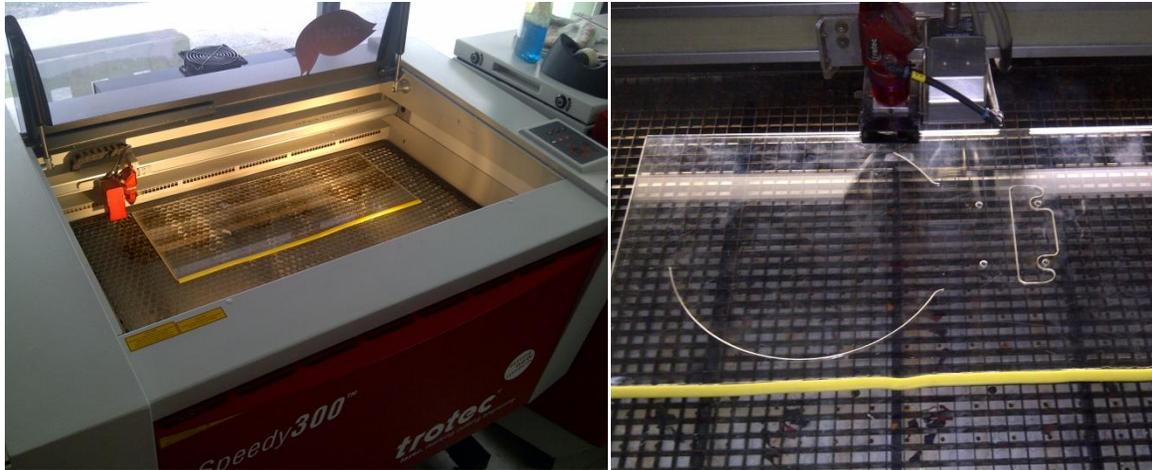
**Ilustración 19.- Rectificación de en pieza con fresadora: Proyecto Galapagos UAV**

### 2.1.1.2. Proceso de Mecanizado sin Arranque de viruta

El proceso de mecanizado sin arranque de viruta refiere a todas las operaciones que no generan la eliminación de material por el uso de alguna herramienta de corte es decir que no genere restos o residuos de material por devastación (“Procesos avanzados de maquinado”). Este grupo de operaciones se caracteriza principalmente por el conformado de piezas a partir del cambio en la forma del material mediante cierto tipo de fuerza o energía que altera estructuralmente el producto (“Procedimientos de Mecanizado”). Entre estos procedimientos se puede recalcar los de moldeo y fundición, doblado o deformación del material, aumento de material por sobreposición del mismo, y otros que de manera general deforman el material base para generar formas predeterminadas (“Operaciones de Mecanizado”). Los procedimientos utilizados en este proyecto son el corte de material por calor o fundición de material mediante alambre caliente, y el grabado de superficies mediante el uso de calor en forma de laser.

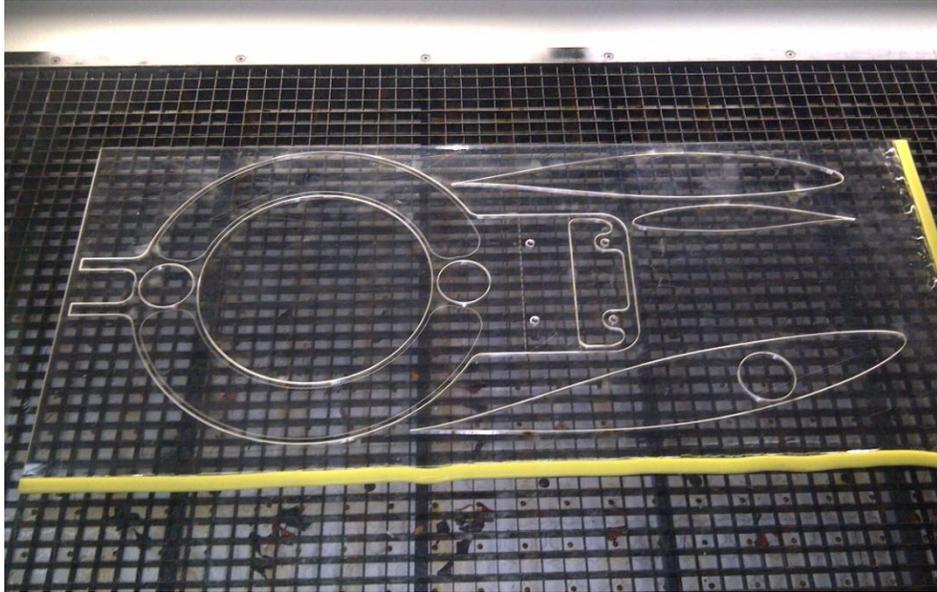
#### 2.1.1.2.1. Grabado laser

El grabado laser refiere a la marcación de materiales duros o blandos de manera profunda o superficial a partir del uso de una máquina herramienta de tecnología laser (“Grabado laser”). Este tipo de procedimiento es considerado un proceso de mecanizado sin arranque de viruta ya que este no produce residuos por eliminación de material en su proceso de trabajo. Sino que permite la deformación de las piezas en forma de grabado a partir de la fundición del material de trabajo por medio de altas temperatura representadas por un rayo de energía en forma de calor, el cual se lo conoce como laser (“Maquinas de corte y grabado laser”).



**Ilustración 20.- Grabado Superficial de Piezas sobre Material: Proyecto Galapagos UAV**

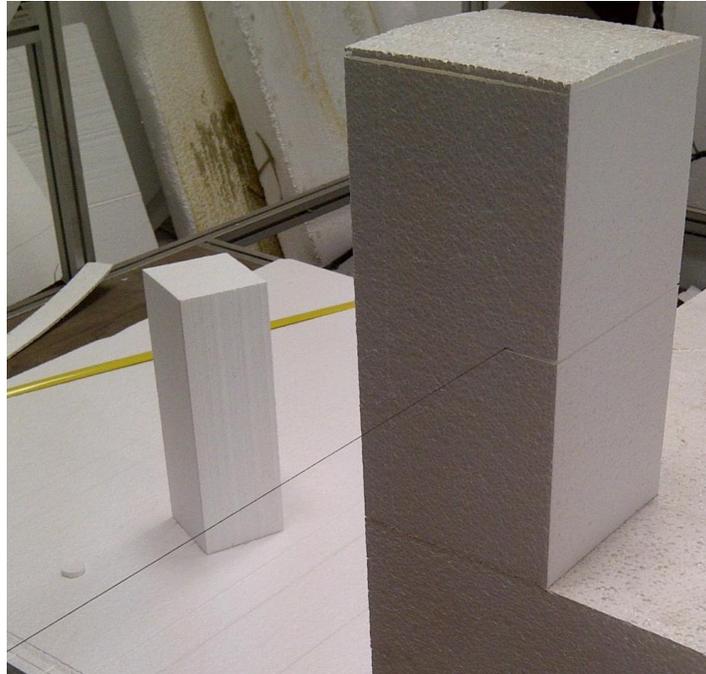
Este tipo de mecanizado es capaz de realizar cualquier tipo de diseño que sea representado en programas digitales de dibujo. Estas magnas herramientas trabajan con tecnología CNC para el control de su herramienta de trabajo es decir el laser para de esta manera conseguir un grabado exacto del dibujo a marcar (“Maquinas de corte y grabado laser”). El grabado laser es mayormente utilizado en la industria para la personalización de objetos, señalización de piezas, publicidad por marcación de productos y muchas veces para la marcación de partes con códigos de información (“Grabado Laser”). La técnica de mecanizado de este proceso siempre va a depender del material al cual vaya a ser aplicado porque según las propiedades térmicas y mecánicas del material se elige la cantidad de potencia que necesita el laser para desarrollar el trabajo (“Maquinas de corte y grabado laser”).



**Ilustración 21.- Gravado Superficial de Piezas: Proyecto Galapagos UAV**

#### 2.1.1.2.2. Corte estructural mediante alambre caliente

El corte mediante alambre caliente refiere al conformado de piezas o productos mediante el uso de calor en materiales con resistencia térmica muy baja, como es el poliestireno o el poliuretano, los cuales tienen la tendencia de fundirse instantáneamente a la exposición de determinadas temperaturas (“Procedimiento para cortar”). Este proceso de mecanizado se caracteriza por la formación de piezas mediante la separación de material ocasionado por corte de producto sobrante de un pedazo de mayor tamaño. Este mecanizado usa como herramienta de trabajo un alambre de tipo niquelina, el cual al transportar electricidad a través de su cuerpo, su resistencia permite la generación de calor a través del mismo sin permitir su fundición lo cual le permite realizar un deslizamiento uniforme a través de cualquier sección del material para realizar un corte (“Corte por Hilo”).



**Ilustración 22.- Corte de poliestireno con alambre caliente: Proyecto Galapagos UAV**

Este tipo de mecanizado es considerado parte de los procedimientos de mecanizado sin arranque de viruta ya que su proceso no genera la liberación de residuos durante su trabajo sino que su herramienta de corte separa pedazos de la pieza a partir de la fusión del material (“Procedimiento para cortar”). En la actualidad, este proceso de mecanizado se puede realizar de manera artesanal mediante maquinas realizadas a partir de fuentes eléctricas y secciones de alambre conectados a esta fuente; o de manera industrial, mediante el uso de maquinas de control de potencia y de control de movimiento mediante el uso de un sistema CNC que permiten el conformado de diseños complejos para la pieza que desea realizarse (“Aplicaciones del recorte”).



**Ilustración 23.- Corte de alas con alambre caliente: Proyecto Galapagos UAV**

Este tipo de mecanizado es considerado como una operación de alta rapidez y precisión si se eligen las características adecuadas de temperatura y potencia según las propiedades del material que se va a trabajar (“Aplicaciones del recorte”).

### 2.1.2. Producción Secundaria: Reforzamiento de Piezas

#### “Tratamiento Superficial de partes”

En la actualidad, la industria de manufactura y producción a nivel mundial ofrece cada día más y más soluciones a la continua demanda de características y propiedades reforzadas que exigen la funcionalidad de piezas y productos en el trabajo que cada uno de ellos puede desempeñar. La necesidad de mejorar las propiedades mecánicas de ciertos materiales y permitir mantener características físicas predeterminadas anteriormente en diseño ha desarrollado el surgimiento de procesos secundarios de producción, los cuales mejoran la resistencia y las propiedades superficiales de la pieza (“Acabados Superficiales”). Estos procesos secundarios de

producción son conocidos mayormente como tratamientos superficiales y entre las propiedades que se consiguen mediante estos procesos puede resaltarse las siguientes:

- Aumento de la dureza, para controlar el desgaste o rayado superficial de la pieza
- Control de rugosidad y coeficiente de fricción superficial
- Control de características de adhesión de partículas eléctricas
- Mejoramiento de la retención de lubricantes en la superficie de la pieza
- Impermeabilización superficial para evitar la corrosión de la pieza
- Reconstrucción de superficies desgastadas
- Mejoramiento de calidad superficial como brillo, color y acabados

(“Acabados Superficiales”)

La mayor parte de estas características que pueden obtenerse con estos procedimientos dependen principalmente del tipo de tratamiento superficial que se realice a la pieza y del mismo modo el tipo de material que se utiliza para el recubrimiento superficial de la parte (“Los tratamientos”). Todos los tratamientos superficiales que existen en la industria implican la adhesión o la remoción de material sobre la superficie de la pieza, y simplemente se diferencia uno del otro según el método con el cual se deposita el material de aporte, o como se retira el material mismo de la superficie. Por este motivo, los tratamientos superficiales pueden ser catalogados en tres grandes grupos: tratamientos mecánicos, que conllevan procesos de adhesión o remoción de material; tratamientos térmicos, que normalmente se realizan en metales; y revestimiento o deposición de material, que conllevan diferentes maneras de adherir partículas o material en diferentes presentaciones(“Acabados Superficiales”).

Entre los procesos de tratamiento superficial más utilizados en cada uno de estos grupos pueden encontrarse los siguientes:

**Tabla 6.- Procesos de Tratamiento Superficial**

<b>T. Mecánicos</b>	<b>T. Térmicos</b>	<b>Deposición de materia</b>
Granallado	Recocido	Revestimiento
Impacto de arena	Revenido	Rociado
Impacto de laser	Templado	Inmersión
Bruñido	Bonificado	Adhesión
Ataque explosivo		Esmaltado o Pintado

(“Los tratamientos de superficie dentro la industria”)

En la actualidad los procesos de revestimiento o deposición de materia son unos de los más utilizados en la industria y estos han implementado el uso de materiales compuestos o composites para mejorar aún más las características que desean generar (“Los tratamientos”).

#### 2.1.2.1. Revestimiento por adhesión de fibra de vidrio y resinas

El revestimiento es un proceso de deposición de materia mediante el uso de una película o capa de un determinado material que cubre la superficie de la pieza para formar una especie de lamina protectora. Normalmente estas capas de material son usadas para dar una mayor resistencia mecánica al material base de la pieza sin la necesidad de aumentar significativamente el peso o cambiar el material mismo del producto (“Revestimiento superficial”). En la actualidad, una de las mejores maneras de revestir las piezas es dada por el uso de materiales compuestos o composites. Estos materiales compuestos tienen la característica de representar un aumento en resistencia y dureza mecánica casi similar a la de los metales, pero del mismo modo,

su comparación en peso es inferior hasta un 90 o 95 por ciento con referencia al metal que pueda tener la misma capacidad mecánica (“Materiales Compuestos”).

**Ilustración 24.- Ejemplos de Fibra de Vidrio**



(“Revestimiento con fibra de Vidrio”)

Un ejemplo de estos materiales compuestos que se está utilizando comúnmente en la industria para el reforzamiento de partes y piezas son las fibras de vidrio. Estos materiales compuestos son como su nombre lo dice una especie de fibra o tejido que tiene la capacidad de generar una estructura firme y resistente al ser colocados con el uso de resinas para implementar su adhesión (“Revestimiento con fibra de vidrio”). Las fibras de vidrio tienen la característica de generar superficies totalmente impermeables según la cantidad de resina que se aplique con ellas y representa una capa de resistencia alta al impacto (“Fibra de Vidrio”). En si el proceso de revestimiento por este tipo de material se divide en dos factores fundamentales: el primer factor se representa por la fibra de vidrio como tejido y malla estructural del recubrimiento; y el segundo factor son las resinas que representan el cuerpo y la solidificación del revestimiento (“Revestimiento con fibra de vidrio”).



**Ilustración 25.- Corte de fibra de vidrio y ala revestida con fibra: Proyecto Galapagos UAV**

Para el desarrollo de este proceso de revestimiento estos dos factores interactúan entre si para generar las propiedades que se desean implementar a la superficie de la pieza. Este proceso se realiza a partir de la colocación de pedazos de fibra de vidrio que al ser un tejido es un material flexible y endeble que toma la forma de la superficie donde esta va a ser colocada. Posteriormente, se aplica cierto tipo de resina en forma de un fluido líquido viscoso que adhiere la fibra a la superficie de la pieza. Consecuentemente se realiza un proceso de curado o secado de la resina que permite la solidificación del revestimiento dándole así la calidad de material compuesto adherido completamente a la superficie de la pieza. Generada la capa de revestimiento la fibra de vidrio se convierte en su soporte estructural y es el material que genera las características mecánicas de resistencia del composite (“Fibra de vidrio”).



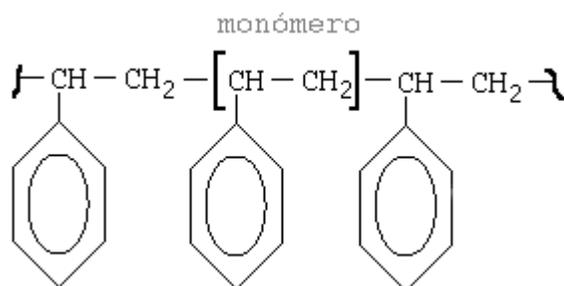
Ilustración 26.- Revestimiento de juntas con fibra de vidrio: Proyecto Galapagos UAV

## 2.2. Materiales e Insumos

### 2.2.1. Poliestireno

El poliestireno es un tipo de material plástico formado a partir de la unión continua de cadenas y cadenas de moléculas de carbono conocidas como monómeros que permiten la generación de cadenas moleculares conocidas como polímeros. Este proceso de combinación de moléculas se lo conoce como polimerización y este polímero plástico recibe el nombre de poliestireno debido a que la molécula o monómero principal que se usa para su formación es el estireno o vinilenceno (“El Poliestireno”). El estireno se representa por la siguiente fórmula molecular  $C_6H_5 - CH = CH_2$  y su estructura es:

**Ilustración 27.- Ilustración Molecular del Estireno**



(Estructura Molecular del Estireno: “El Poliestireno”)

Este polímero plástico fue obtenido por primera vez por la industria alemana en 1930, y desde entonces su proceso de producción ha ido mejorando continuamente para la generación de cuatro diferentes tipos del polímero (“Poliestireno: tipos, características y abreviaturas”). El poliestireno en su forma original producido en la polimerización del estireno es conocido como poliestireno cristal y este es un sólido vítreo transparente, duro y frágil que mantiene estas características a temperaturas inferiores a los 100° C, pero por encima de esta temperatura el material es fácil de moldear y procesar para la obtención de diferentes formas. Esta característica le da la condición de polímero termoplástico al poliestireno ya que sus fuerzas intermoleculares son muy débiles a la exposición de calor y esto facilita el moldeo del material (“El Poliestireno”).



(Poliestireno Cristal: “Poliestireno: tipos, características y abreviaturas”)

En la industria existen diferentes técnicas que permiten la transformación del polímero original a los diferentes tipos de poliestireno que se utilizan en la actualidad, entre estas técnicas las más utilizadas son el moldeo, la extrusión y la inyección. Junto a estas técnicas más la combinación con otros componentes a su estructura química el poliestireno puede separarse en cuatro tipos de polímeros derivados, estos son:

**Tabla 7.- Tipos de Poliestireno**

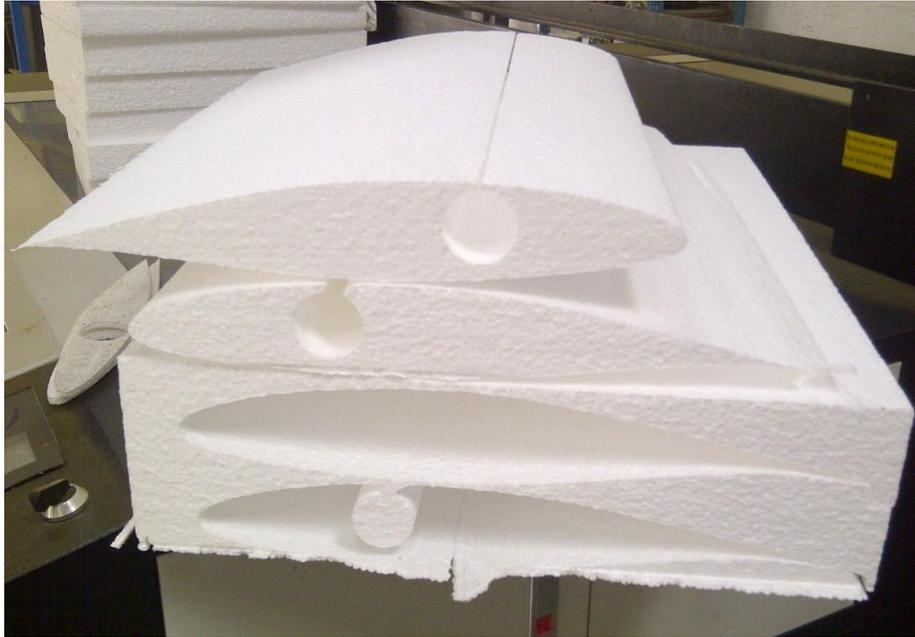
<b>Tipo</b>	<b>Características</b>
Poliestireno de alto impacto HIPS	Material fuerte, no quebradizo de translucidez variable
Poliestireno expandido EPS	Material tipo espuma de baja densidad utilizado como aislante de construcción y soporte de embalaje
Poliestireno extruido XPS	Material tipo espuma parecido al EPS pero con mayor inyección de gas con propiedades de impermeabilidad
Poliestireno sindiotactico	Poliestireno tipo cristal capaz de soportar 270° C

(“Poliestireno: tipos, características y abreviaturas”)

### 2.2.1.1. Poliestireno Expandido EPS

El poliestireno expandido es un material plástico tipo polímero derivado directamente del poliestireno original. Este polímero se obtiene a partir de compuestos de poliestireno en forma de perlas, las cuales se someten a un proceso térmico por inyección de gas para que se produzca la expansión volumétrica de las mismas mientras estas se someten a un proceso continuo de moldeo. El moldeo es el proceso que plastifica este material y da la característica compacta de cuerpo sólido que normalmente se presenta en la industria (“Poliestireno Expandido”). Este polímero es conocido en la industria por diferentes nombres los cuales comúnmente son

otorgados por las características de porosidad que tiene este material. Entre los nombre más utilizados en la industria se puede son espuma-flex, foam, poliespuma, isopor, tecnopor o corcho blanco (“Poliestireno Extruido y densificado”).



**Ilustración 28.- Alas de poliestireno: Proyecto Galapagos UAV**

El poliestireno expandido se caracteriza principalmente por ser un material ligero pero de buena resistencia. Este polímero puede tener una densidad variable de 10 a 35 kg/m<sup>3</sup> (). Del mismo modo este material presenta un aspecto de color blanco tipo granulado por la existencia de las perlas expandidas y compactadas en la formación del material. Este tipo de poliestireno tiene como propiedad principal la capacidad de aislamiento térmico por lo cual se lo utiliza normalmente en la industria comercial para el embalaje y muchas veces en la construcción, por otro lado, este polímero tiene buenas características de flotabilidad (“Poliestireno Expandido”).

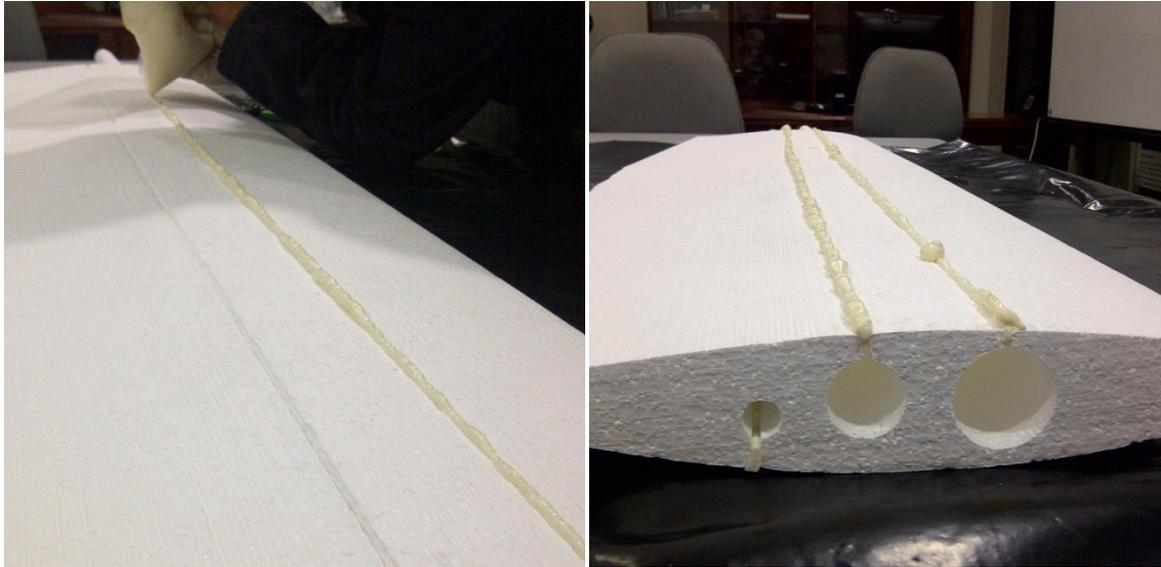
### 2.2.2. Poliuretano

El poliuretano es un polímero plástico producto de la condensación de compuestos químicos como bases hidroxilicas y disocianatos, los cuales dependiendo de las propiedades y cantidades de la combinación son capaces de generar dos tipos diferentes de material (“Poliuretano”). La propiedad principal que clasifica a los poliuretanos en estos dos grupos se presenta a partir del comportamiento del polímero a la exposición de temperatura, por esta razón los dos tipos de polímeros son conocidos como poliuretanos termoestables y los poliuretanos termoplásticos (“Poliuretano”). Los poliuretanos termoestables son aquellos que se degradan antes de fluir por la exposición a temperatura, estos son representados por las espumas de poliuretano; y los poliuretanos termoplásticos son aquellos que tienen la capacidad de fluir antes de degradarse, los cuales son utilizados en la fabricación de diferentes productos como elastómeros, selladores, pinturas, fibras textiles, embalajes, y otros productos más (“Poliuretano”).

#### 2.2.2.1. Espuma de Poliuretano

La espuma de poliuretano es un tipo de poliuretano termoestable de carácter plástico y poroso de alta flexibilidad (“Poliuretano”). Este polímero se genera por la reacción química de dos compuestos principales, el polioliol y el isocianato, los cuales al combinarse tienen la capacidad de liberar dióxido de carbono en forma de gas produciendo esa formulación de burbujas de material que le dan el carácter poroso al polímero y la capacidad de expansión volumétrica del material (“Espuma de Poliuretano”). A esta reacción química principal puede agregarse diferentes aditivos y compuestos que alteran las características y propiedades de la espuma. Estas propiedades principalmente se diferencian por la densidad, la variabilidad elástica, la rigidez, la

transpirabilidad, la capacidad aislante, la ligereza, la durabilidad y la capacidad de mecanizado que ofrece el material (“Espuma de Poliuretano”). En la actualidad, la industria mayormente usa este tipo de poliuretano para la generación de rellenos y aislantes térmicos en diferentes áreas de trabajo (“Poliuretano”).



**Ilustración 29.- Relleno de hendiduras en alas con poliuretano: Proyecto Galapagos UAV**

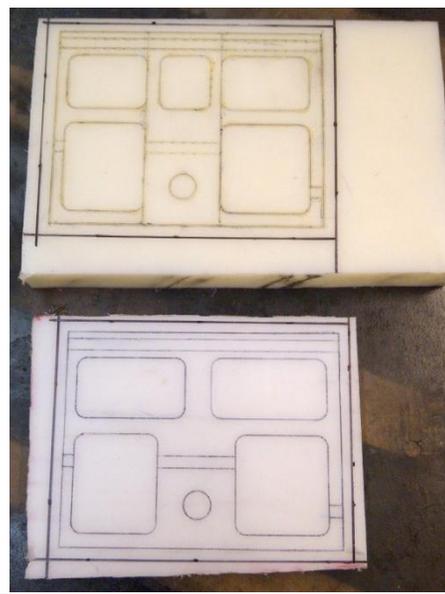
### 2.2.3. Plásticos Industriales para Mecanizado - “Plásticos de Ingeniería”

#### 2.2.3.1. Grilon – Poliamida 6

El Grilon es un termoplástico semicristalino de excelentes propiedades mecánicas, eléctricas, térmicas, químicas que se utiliza normalmente en la industria para el mecanizado de piezas con la sustitución de materiales como el bronce, el acero, o el latón (“Poliamida6”). El nombre técnico de este material es de Poliamida-6, y en la industria se lo comercializa bajo diferentes nombres como pueden ser Nylon, Nylatron-6, Akulon-6, Ultramid-B, Durethan-B, Tecamid-6, Ertalon-6, Amidan-6 y Grilon (“Plásticos Nylon”).

Tabla 8.- Propiedades Grilon

PROPIEDAD	UNIDAD	GRILON
Densidad	g/cm <sup>3</sup>	1.14
Resistencia a la tracción	kg/cm <sup>2</sup>	630
Elongación	%	60 - 300
Modulo de elasticidad	kg.cm <sup>2</sup>	1.88 X 10 <sup>4</sup>
Dureza	----	R 119
Resistencia al impacto	ft.lb/in	0.8-5.5
Resistencia dieléctrica	Kvolt/mm	23
Absorción de Humedad 23°C a 60%	%	2.5
Temperatura de trabajo	°C	90*



(“Propiedades Plásticos”)

(Piezas de Grilon: Proyecto Galapagos UAV)

El grilon es un material de excelentes cualidades mecánicas, entre estas las más importantes son la resistencia mecánica, la tenacidad, la dureza, la capacidad de amortiguación de golpes, ruidos, vibraciones; y la alta resistencia al desgaste y a la abrasión. Este material es capaz de soportar cargas dinámicas, exposición al calor y resistencia a algunas materias químicas, es ininflamable y excelente dieléctrico (“Plásticos Nylon”). El grilon es considerado una de los mejores materiales para la construcción de piezas y para el desarrollo de mantenimiento mecánico de partes en diferentes productos. Este plástico de ingeniería se diferencia del resto por las especificaciones técnicas que presenta el material por las propiedades químicas de su composición (“Poliamida6”).

### 2.2.3.2. Duralon

El duralon es un tecnopolimero derivado del Nylon pero con un mayor peso molecular, es decir es otro tipo de poliamida que posee características muy similares al grilon pero con

especificaciones técnicas diferentes debido a la distinta composición molecular. Este tipo de material tiene excepcionales características físico-matemáticas que permiten reemplazar en muchos casos de la industria a materiales como el bronce, el aluminio, el hierro y algunos aceros (Anexo Grupo Carrión Álvarez).

Todas las características físicas, propiedades mecánicas y especificaciones técnicas están representadas en el Anexo Grupo Carrión Álvarez, donde se encuentra toda la información presentada por la empresa Grupo Carrión Alvarez, representante principal de este material en la industria Ecuatoriana.

#### 2.2.4. Materiales Compuestos

##### 2.2.4.1. Fibra de Vidrio

La fibra de vidrio es un material de tipo fibroso formado a partir del entrelazado de diminutos hilos de vidrio que generan una especie de malla o tejido entre sí. Los hilos de vidrio a su vez se forman en un procedimiento de flujo de vidrio líquido a través de una pieza de agujeros muy finos, conocida como espinerette, que al solidificarse obtienen la flexibilidad necesaria para ser considerados una fibra o un hilo. Este material posee muy buenas propiedades como aislante térmico y de resistencia ante ácidos (“Fibra de Vidrio”). La estructura tipo fibra de este material le permite moldearse a cualquier superficie o forma que se desee aplicar y la combinación con compuestos químicos de adhesión como las resinas, le permite que este material fibroso se transforme en la estructura física del material compuesto que se desea generar (“Fibra de Vidrio”). Este material es utilizado en la industria gracias a sus propiedades estructurales de gran resistencia y dureza que se generan en su combinación con los compuestos químicos, y también por la ligereza que posee el compuesto. La fibra de vidrio normalmente es utilizada tanto para la

fabricación completa de piezas por la superposición de fibras mediante moldeo o puede ser utilizada para el revestimiento superficial de cualquier pieza de otro material (“Fibra de Vidrio”).

Este material se clasifica principalmente según el tipo de vidrio que lo conforme y según la disposición espacial del vidrio (“Fibra de Vidrio”). En la actualidad, la fibra de vidrio es utilizada en muchas ramas de la industria algunos de sus ejemplos son: cables de fibra óptica, elementos deportivos, elementos de decoración, elementos arquitectónicos y para el revestimiento de diferentes superficies.

#### 2.2.4.2. Resina Epoxi

La resina epoxi es un polímero termoestable que tiene una propiedad de endurecimiento al mezclarse con un compuesto químico catalizador que realiza una reacción química de calor que degrada el estado natural del polímero para solidificarlo. Este catalizador utilizado para este procedimiento es conocido como endurecedor (“Resinas Epoxi”). La resina epoxi en estado de almacenamiento se representa como un fluido de alta viscosidad con cierta propiedad adhesiva por sus propiedades físicas pero al combinarse con un endurecedor genera muy buenas propiedades mecánicas en su endurecimiento. Para el curado de la resina el proceso de solidificación se realiza normalmente a temperatura ambiente (“Resinas Epoxi”).



**Ilustración 30.- Resina y endurecedor AeroPoxy: Proyecto Galapagos UAV**

La industria utiliza este tipo de material como parte de los componentes de mezclas químicas y combinaciones físicas para la generación de nuevos compuestos, entre algunas de estas aplicaciones podemos encontrar las pinturas, los adhesivos, los materiales compuestos y algunos otros compuestos químicos que se utilizan en la industria (“Resinas Epoxi”). Las propiedades que ofrece este tipo de material en sus aplicaciones son:

- Humectación y alta adherencia
- Buen aislamiento eléctrico
- Buena resistencia mecánica
- Resistencia a la humedad o impermeabilidad absoluta
- Resistencia química y el ataque de fluidos corrosivos
- Resistencia a temperatura y calor

(“Resinas Epoxi”)

### **3. CAPITULO III.- Materiales Compuestos**

### **3.1.Introducción y Descripción**

Con la continua demanda de exigencias en trabajo y funcionalidad para partes, piezas, mecanismos, sistemas y productos completos de parte de la industria en general, la industria de manufactura a nivel mundial ha ido desarrollando consecutivamente nuevas técnicas de producción para la generación de estos elementos. Al mismo tiempo esta industria ha implementado la búsqueda de materiales que cada vez satisfacen de una mejor manera las condiciones de trabajo a las que sus productos finales serán expuestos. De esta manera en la actualidad, los materiales que se ha comenzado a utilizar cada vez más en la industria manufacturera son los materiales compuestos o composites, debido a las propiedades y características que estos pueden representar para un elemento según la funcionalidad que tengan que desarrollar.

Los materiales compuestos como su nombre lo dice, son un tipo de material formado a partir de la unión de dos o más componentes o elementos, de los cuales uno representan la estructura física o armadura del material, y el otro conforma la matriz o cuerpo solido que constituye el compuesto (Olivares 2). La principal característica de estos materiales es que en su constitución generan propiedades superiores a las originales de cada material por separado. Normalmente, este tipo de materiales lo que hacen es tomar características y propiedades de cada material para así conformar propiedades mejor trabajo y mayor rendimiento (“Fiberglass Structures”). Este tipo de material en realidad, ha sido utilizado por la humanidad a lo largo de toda su historia, pues materiales como las madera, constituida por fibras de celulosa y resinas naturales, o el hueso animal constituido por fibras de colágeno y cemento cálcico, son ejemplos claros de materiales compuestos naturales (Olivares 1). Del mismo modo, ejemplos como el adobe constituido por fibras de paja y barro, o el yeso armado constituido por crines de caballo y

yeso, han sido materiales compuestos ya pensados y desarrollados en la antigüedad para la construcción y elaboración de elementos (Olivares 1). Consecuentemente con ese conocimiento de este tipo de materiales desde la antigüedad, la industria ha ido desarrollando compuestos que puedan tener estas características conjuntas de superioridad a los materiales normalmente utilizados, y es así como se interpretó como la generación de materiales nuevos a la elaboración de materiales compuestos.

En la actualidad, los materiales compuestos de mayor uso en la industria son aquellos de matriz cementicia o de yeso utilizados para la construcción, a pesar de formar parte de este tipo de materiales estos no son considerados materiales nuevos debido a que su implementación fue desarrollada hace un tiempo moderado. Por otro lado, existe la generación de materiales compuestos con bases de matrices poliméricas, los cuales si son considerados como materiales de innovación para la industria de la manufactura y por esto son llamados a diferencia de los otros como composites (Olivares 2).

Los composites tienen la misma propiedad principal del resto de materiales compuestos pero a diferencia del resto su composición es totalmente artificial a partir de la unión de dos fases diferentes, que se complementan entre sí para conformar el material. Las fases que conforman este material son de igual manera una fase matriz que genera el volumen del elemento, y una fase de esfuerzo que genera la estructura del compuesto (Olivares 2). La fase matriz, normalmente es un elemento líquido de no muy alta densidad y de carácter polimérico sintético, que engloba a la fase de refuerzo. Y la fase de refuerzo es conformada por fibras que pueden ser en forma de partículas, hebras o láminas, las cuales generan la armadura del elemento y absorben todas las cargas que se pueden aplicar en el compuesto (Olivares 2).

La combinación de estas dos fases permite que este material compuesto compense las falencias que tiene cada uno de sus componentes y esto permite la selección de estos composites para diferentes aplicaciones en la industria. La fase de refuerzo es la que presenta mayor resistencia pero mayor fragilidad, y por el contrario la fase matriz es la de mayor tenacidad, alta dureza y mayor flexibilidad, con propiedades de adhesividad que permiten la inmersión de las fibras en su cuerpo (“Fiberglass Structures”).

Debido a las formas que puede tener la fase de refuerzo, los composites pueden ser clasificados en tres tipos: composites particulados, composites fibrosos, y composites laminados.

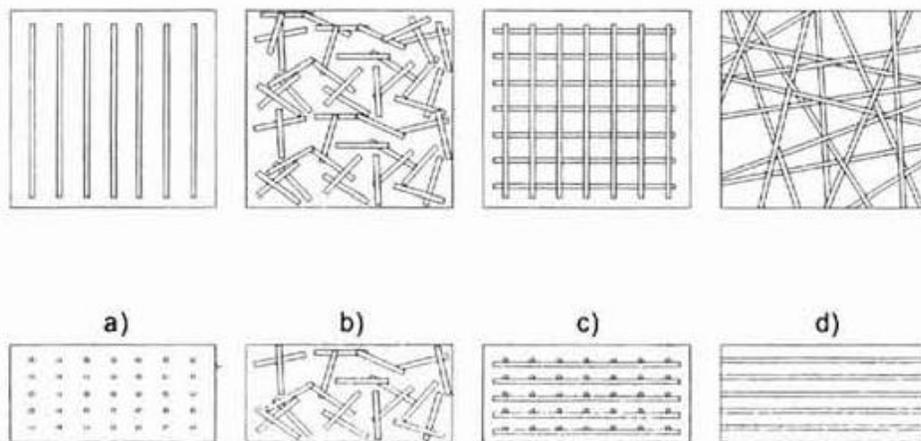
#### Ilustración 31.- Tipos de Composites



(Tipos de Composites; Olivares 3)

- Composites Particulados: Material con fase de refuerzo en forma de partículas
- Composites Fibrosos: Material con fase de refuerzo en forma de fibras, las cuales según su disposición y su tamaño pueden generar diferentes formas, entre estas están:
  - a) Forma unidireccional con fibras largas en una sola dirección
  - b) Forma aleatoria con fibras cortas en cualquier disposición
  - c) Forma ortogonal con mallas ortogonales
  - d) Forma de capas con fibras alternadas en direccionamiento

### Ilustración 32.- Formas de Composites



(Formas de Composites Fibrosos; Olivares 3)

- Composites Laminados: Material formado a partir de capas alternadas entre las dos fases de formación del material, en las cuales estas laminas pueden tener espesores variables en cada capa

(Olivares 3).

Del mismo modo que pueden clasificarse los composites por las formas en las que está dispuesta la fase de refuerzo, estos también son clasificados por los tipos de fibra que se utilizan para conformar esta fase y por los tipos de matrices con los que estos materiales pueden ser elaborados. Por un lado, existen dos tipos de matrices fundamentales con las que pueden ser constituidos estos composites: la una es la matriz termoestable y la otra es termoplástica. Por otro lado, existen una variedad inmensa de tipos de fibras pero las más utilizadas para la manufactura se clasifican principalmente en cuatro grandes grupos: fibras de vidrio, fibras de carbono, fibras sintéticas y fibras de aramida (Olivares 6).

Tomando en cuenta las especificaciones de construcción que debía tener el prototipo referentes a las propiedades mecánicas, capacidades de esfuerzos, condiciones ambientales de

trabajo y las condiciones limitantes de peso que podía conformar todo el ensamblaje del vehículo, una de las primeras alternativas de manufactura que fueron valoradas para este proyecto estuvieron relacionadas directamente con el uso e implementación de materiales compuestos para la elaboración de sus piezas. Debido a los altos costos para el uso de estos materiales para la manufactura de la mayor parte de piezas del prototipo, el proyecto pensó utilizar este tipo de materiales solo para las partes más importantes del vehículo. Entre las piezas más importantes que se tomaron en cuenta para la manufactura con estos materiales referían a todas las superficies aerodinámicas que contempla el avión, como son alas y cola. Pero ya que estas no podían desarrollarse como cuerpos sólidos completos de material compuesto, debido al peso que podrían adquirir y por el costo de producción que implicaría cada uno de los elementos, se decidió utilizar este tipo de materiales para realizar el recubrimiento o revestimiento de estas superficies para otorgar así mejores características a las mismas y utilizar simplemente algún material que pueda formar el cuerpo molde de estos elementos.

Para el recubrimiento superficial de estas piezas este proyecto implemento por primera vez en la universidad el uso de materiales compuestos para la manufactura de elementos, es decir se generaron los primeros procesos de uso de de materiales tipo composites para la producción de piezas. En este caso el material compuesto selecto para estos procesos fue un composite de tipo fibroso con matriz termoestable, este composite está formado por una matriz de resina epoxi y un refuerzo estructural o armadura de fibra de vidrio tipo S, el cual fue selecto debido a sus excelentes propiedades y su uso común en la industria aeronáutica para la elaboración de elementos. Este proyecto escogió la fibra de vidrio como fase principal de refuerzo para el composite debido a las excelentes características y propiedades que puede generar y por el precio relativamente bajo respecto al resto de tipos de fibras.

La fibra de vidrio está elaborada principalmente de las mismas materias primas con las que se elabora el vidrio normal más la adición de ciertos porcentajes de óxidos según el tipo de fibra. Del mismo modo, en su elaboración estas fibras se forman a partir de filamentos de que se reúnen para formar el hilo principal que tiene el acabado textil y a su vez estos hilos según su disposición y agrupamiento pueden formar diferentes tipos de matrices para generar estas fibras (“Fiberglass Structures”). En el caso de este proyecto, la matriz que fue seleccionada para el desarrollo de este composite fue de tipo tejido para facilitar el trabajo de elaboración del composite y no tener complicaciones en la disposición y el direccionamiento de las fibras en los elementos. La fibra de vidrio de tipo tejido se caracteriza principalmente por formar una superficie entramada completa a partir del entrelazado de mechas de hilos de vidrio con ensimaje plástico (Olivares 6).

Entre las principales características que pueden resaltarse de las fibras de vidrio en general son:

- Buena resistencia mecánicas
- Buen aislante eléctrico
- Baja densidad
- Incombustibilidad
- Estabilidad dimensional
- Imputrescibilidad
- Buena flexibilidad
- Bajo costo
- Buena resistencia a agentes químicos

- Baja rigidez
- Menor resistencia a la fatiga que otras fibras
- Alta dureza

(Olivares 6)

Analizando todas estas características, y tomando en cuenta fundamentalmente la baja densidad y relatividad de peso, la buena resistencia mecánica y alta resistencia a tracción, la estabilidad térmica y fundamentalmente su continuo uso en la industria aeronáutica, este proyecto ratifico el uso de la fibra de vidrio tipo S de matriz tipo tejido para la implementación del composite en la manufactura de las piezas aerodinámicas del primer prototipo del avión. Las propiedades principales de este material son:

**Tabla 9.- Propiedades Fibra de Vidrio Tipo S**

<b>Propiedades</b>	<b>Fibra de Vidrio Tipo S</b>
Densidad	0.09 lb/in <sup>3</sup>
Esfuerzo Ultimo	665000 Psi
Modulo de Young	9 x10 <sup>6</sup> Psi
Elongación a la Fractura	2.3 %

(Tabla de Propiedades Fibra de Vidrio Tipo S; “Fiberglass Structures”)

Una vez escogida este tipo de fase de refuerzo para la elaboración del composite, debía seleccionarse un tipo de matriz termoestable para la constitución de este material, por lo cual se hizo investigaciones de compatibilidad de fases de matriz con la fibra de vidrio tipo S para trabajar correctamente. En base a la tabla presentada a continuación, se observó que la matriz

más conveniente para la constitución de este composite es la Resina Epoxi, ya que su combinación es buena y es muy estable en su constitución como material conjunto.

**Tabla 10.- Tabla de Combinaciones Matriz-Fibras**

MATRICES FIBRAS	POLIÉSTER INSATURADO (UP)	RESINA EPOXI (EP)	FENOPLASTOS (PF)	RESINA VINILESTER (VE)
VIDRIO C	■	■	■	B
VIDRIO E	B	B	B	B
VIDRIO S	P	B	P	P
CARBONO HT	B	B	B	B
CARBONO HST	P	B	B	B
CARBONO HM	P	B	B	P
ARAMIDA	P	B	P	B
POLIETILENO	P	B	■	P

B = Combinación Buena Muy Utilizada

P = Combinación Posible Poco utilizada

■ = Combinación Inadecuada y No Utilizada

(Tabla de Combinaciones Matriz-Fibras; Olivares 9)

Asegurando la fase de matriz tipo resina Epoxi, este proyecto estableció el uso de la resina Aeropoxi Epoxi Resin PR2032 y el endurecedor Aeropoxi Epoxy Hardener PH3660 de

viscosidad media como principal componente matriz para la elaboración de sus composites. Esta selección fue dada a partir del alto uso de esta resina para la elaboración y manufactura de piezas para aeromodelismo, laminado y cobertura de superficies aerodinámicas para aviones y barcos, y por su excelente combinación con la fibra de vidrio tipo S, para así confirmar todas las propiedades que necesitaría todos los elementos manufacturados con materiales compuestos en este prototipo.

Las principales características referentes a la matriz generada por la Resina Epoxi PR2032 y el Endurecedor PH3660 serán ilustradas a continuación en la siguiente tabla de datos:

**Tabla 11.- Propiedades Resina Aeropoxy PR2032 con Endurecedor Aeropoxy PH3660**

	PR2032 with PH3660			
	Neat Resin (Unreinforced)	With Fiberglass	With Graphite	With Kevlar
Mix Ratio	100 : 27 By Weight, or 3 to 1 By Volume			
Pot Life, @ 77°F	1 hour			
Color	Light Amber			
Mixed Viscosity, @77°F, cps	900 - 950 cps			
Cured Hardness, Shore D	88 Shore D			
Specific Gravity, grams, cc	1.11			
Density, lb./cu. Inch	.0401			
Specific Volume, cu. in./lb.	25.0			
Tensile Strength, psi <sup>(1)</sup>	9828 psi	45,170 psi	75,640 psi	45,400 psi
Elongation at Break, % <sup>(1)</sup>	1.90 %	1.96 %	0.91 %	1.31 %
Tensile modulus, psi <sup>(1)</sup>	418,525 psi	2,620,000 psi	8,170,000 psi	3,770,000 psi
Flexural Strength, psi <sup>(1)</sup>	16,827 psi	62,285 psi	96,541 psi	34,524 psi
Flexural Modulus, psi <sup>(1)</sup>	462,910 psi	2,560,000 psi	6,480,000 psi	2,500,000 psi
Glass Transition Temp., Tg	196°F			
Thermal Coef. of Expansion Range:	4.3 x 10 <sup>-5</sup> in./in./°F			

(Tabla de Propiedades Resin PR2032; “Aeropoxy Laminating Materials Resin PR2032”)

### **3.2. Proceso de Producción de Materiales Compuestos USFQ**

Después de haber sido selectos tanto la fibra de vidrio Tipo S como fase de refuerzo y la resina Epoxi PR2032 con su Endurecedor PH3660 como fase matriz para la generación del material compuesto, el primer objetivo de este proyecto fue investigar los diferentes procedimientos de generación de composites para los fines establecidos por la manufactura de las piezas aerodinámicas del avión. De esta manera, mediante los conocimientos y experiencia laboral del Ingeniero Pedro Meneses en la manufactura y construcción de vehículos aéreos conjunto con procesos normalmente usados para la implementación de estos materiales en el recubrimiento de superficies, se llegó a elaborar y desarrollar los primeros procesos de producción de materiales compuestos para la Universidad San Francisco de Quito para la elaboración de recubrimientos y revestimientos superficiales en la manufactura de piezas.

Para el desarrollo de estos procesos, el principal procedimiento que se tomó en cuenta fue el uso de una técnica conocida como “Vacuum Bagging” para la elaboración de piezas con el uso de materiales compuestos. Del mismo modo, se tomó en cuenta las exigencias de mezcla en cantidades y homogeneidad que presentan las tablas de propiedades de la matriz selecta para así asegurar la formación correcta del composite. Y por último, se valoró la modalidad de colocación de la fibra de vidrio tanto en disposición espacial como en el direccionamiento de las fibras respecto al elemento para asegurar el reforzamiento mecánico que generaría este material.

Consecuentemente con la investigación de la elaboración de composites para laminado o recubrimiento, y el uso de la técnica de Vacuum Bagging para materiales compuestos, este proyecto observó que la generación de este tipo de material se da a partir de un proceso de colocación de cada fase de manera continua y la implementación de un proceso de curado y

secado posterior para la obtención de resultados como composite. De esta manera, se desarrolló el proceso de producción de este tipo de material compuesto de manera secuencial, valorando características de cada paso en el proceso de producción y mejorando cualquier falencia en el mismo para generar los mejores resultados posibles para los elementos.

El proceso de generación del composite en sí se produce principalmente por la unión de la fibra de vidrio con la mezcla compuesta generada por la resina epoxi y su catalizador de reacción o endurecedor, y un proceso posterior de secado que cristaliza el material y genera el cuerpo del mismo. Partiendo de este aspecto, para desarrollar el recubrimiento o laminado con el material compuesto a los elementos de este prototipo, este proyecto implemento como primer paso de trabajo el uso de la fase de refuerzo o armadura del material, colocando así la fibra de vidrio de tipo tejido por encima de la pieza a recubrir asegurándose la cobertura total de la superficie del elemento. Esta colocación de fibra de vidrio se realizo con disposición perpendicular y paralela a los ejes axiales y longitudinales del avión aprovechando que la fibra tiene una trama perpendicular de hilos y por ende no influiría mucho el direccionamiento de estos para la distribución de cargas en la pieza. Este tejido se aseguró con el uso de pegamento rápido en aerosol para eliminar todos los pliegues o irregularidades que pueden formarse en la adherencia superficial de este material al material base de la pieza.

Posteriormente este proyecto implemento como segundo paso de trabajo la colocación de la fase matriz de los componentes, para así cubrir el tejido y permitir que el fluido que conforma esta fase pueda intercalarse a través de la trama de hilos que genera la fibra de vidrio sobre el elemento. En este proceso se recubre el tejido con la mezcla generada entre la resina epoxi PR2032 y el endurecedor PH3660 asegurando que no exista ningún espacio libre de resina en la fibra de vidrio. La mezcla utilizada para este proceso es realizada por una relación másica de

100:27 entre la resina y el endurecedor, esta otorgada por los fabricantes de los componentes y fue elegida por encima de la volumétrica debido a los mejores resultados de homogeneidad y calidad final del composite. Luego de recubrir el área completa correspondiente a la fibra de vidrio, se procede a eliminar todo los excesos de resina para asegurar condiciones uniformes de superficie. El proceso de curado y secado del material puede realizarse al intemperie o en sistemas completos de vaciado, los cuales toman 12 horas para lograr el resultado final del composite.

Por último, como paso final de trabajo para la constitución de los composites como recubrimiento de las piezas, este proyecto implemento la técnica de Vacuum Bagging en el proceso para realizar un curado y secado uniforme de estos materiales. Esta técnica comprende en la colocación de las piezas ya recubiertas por el material compuesto en una bolsa o funda totalmente sellada para realizar un vaciado interno de la misma mediante el uso de una bomba de vacío. De este modo logra generar una presión continua sobre toda el área superficial de los elementos asegurando la adherencia de los composites a las superficies de la pieza. Por otro lado, esta técnica también ayuda a extraer los excesos de resina en distintas posiciones de la superficie permitiendo el flujo continuo de esta a través de la fibra durante la succión de aire y la generación de presión que se produce por la bolsa al realizarse el vaciado. En este caso al utilizar esta técnica, el proceso de curado y secado de la resina se realizó en el sistema de vacío generado por el Vacuum Bagging.

### 3.2.1. Pruebas para Uso de Material

Para la implementación final de este material compuesto generado por este proyecto, se realizaron tres pruebas continuas de recubrimiento de piezas para evaluar los resultados que

podían obtenerse realizando diversos cambios en las características de su proceso de producción. Estas características que se tomaron en cuenta para la valoración de resultados finales en las diferentes piezas fueron principalmente:

- Preparación superficial de la pieza a revestir
- Corte y dimensiones relativas del tejido con la pieza
- Colocación y adherencia del tejido a la pieza
- Homogeneidad y calidad de mezcla entre resina y endurecedor
- Cantidad y modo de dispersión de resina sobre la superficie cubierta de la fibra
- Terminado de bordes y filos de la pieza
- Sellado de bolsas para vacuum bagging
- Tiempo de vaciado para proceso de vacuum bagging

Para cada prueba que se realizó se utilizaron diferentes aspectos para cada una de estas características, y progresivamente se fue utilizando la mejor obtenida en cada prueba para secuencialmente mejorar el resultado global de cada una y así establecer cuáles serían los mejores aspectos para la elaboración de los composites. A continuación se señalaran los aspectos ocupados en cada prueba y los resultados que generaron:

#### 3.2.1.1. Prueba I

En esta primera prueba todos los aspectos utilizados fueron de manera natural tanto en los elementos base como en los componentes de generación de materiales compuestos. Primero, se utilizó la pieza con una superficie natural obtenida en la manufactura prima del elemento casi totalmente rugosa; segundo, se realizó la mezcla de la resina y el endurecedor de manera volumétrica en recipientes iguales; tercero, se colocó la resina a la pieza y luego se la envolvió

con la fibra de vidrio para adherir el tejido y se volvió a recubrirla con otra capa de resina; cuarto, el tejido de fibra fue cortado sin medidas aproximadas a las de la pieza sino superiores; quinto, se realizó un sellado aproximado del vacuum bagging; y sexto y último, se dejó la succión de aire continua durante 6 horas seguidas.

Estos aspectos generaron resultados totalmente deplorables del composite ya que la calidad superficial y acabados no se aproximaron de ningún modo a los requeridos. En primer lugar, tanto por la utilización de una superficie rugosa, mala colocación de la fibra de vidrio, mezcla volumétrica y exceso de resina, el resultado superficial del elemento estuvo lleno de ondulaciones pliegues y variaciones mostrando una calidad muy baja de material. En segundo lugar, por el corte de tejido excesivo de tejido ninguno de los bordes se adhirieron correctamente con el material y se produjo consecuentemente un desperdicio significativo de material. Y en tercer lugar, debido al excesivo tiempo de succión, a la falta de vaciado del vacuum bagging y al proceso de colocación de fibra de vidrio y resina, el composite no se adhirió en su totalidad en la superficie de la pieza y se produjo un exceso de succión dejando fibra de vidrio totalmente libre de resina.



**Ilustración 33.- Prueba I de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 34.- Resultados de Prueba I de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV**

#### 3.2.1.2. Prueba II

En esta segunda prueba todos los aspectos fueron alterados totalmente. Primero, se lijo en su totalidad la superficie de la pieza para generar una característica totalmente en la misma; segundo, se realizó la mezcla de la resina y el endurecedor con relación másica con una balanza electrónica; tercero, se colocó primero la fibra de vidrio en la pieza adhiriéndola con pegamento rápido en aerosol para adherir el tejido y estirarlo completamente, y se recubrió con una capa de resina uniforme; cuarto, el tejido de fibra fue cortado con medidas aproximadas a las de la pieza; quinto, se realizó un sellado completo para el vacuum bagging; y sexto y último, se dejó la succión de aire solos hasta conseguir el vacío en la bolsa del vacuum bagging.

Estos aspectos generaron resultados totalmente diferentes a los anteriores donde se ratificaban las características necesarias del composite tanto en la calidad superficial y acabados requeridos para los elementos. En primer lugar, tanto por el depurado superficial del material base, la colocación estirada de la fibra de vidrio, la mezcla másica y el esparcimiento uniforme

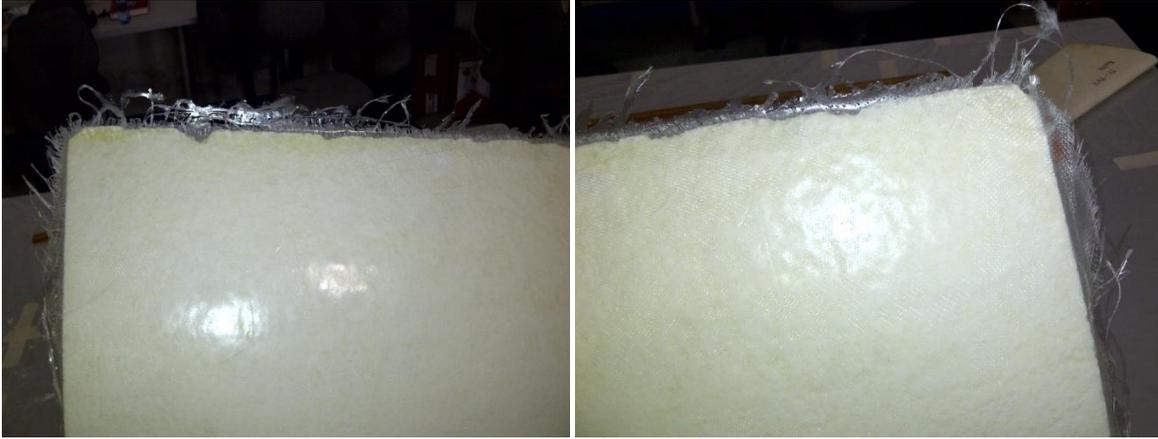
de resina, el resultado superficial del elemento estuvo totalmente uniforme y liso sin pliegues o alguna variación superficial mostrando una calidad muy alta de acabado en el material. En segundo lugar, por el corte de tejido a medida, los bordes se adhirieron de mejor manera con el material y no se produjo ningún desperdicio significativo de material. Y por último, gracias al sellado completo del vacuum bagging y al tiempo requerido de succión, el composite se adhirió en su totalidad en la superficie de la pieza dejando la cobertura del mismo totalmente uniforme.



**Ilustración 35.- Prueba II de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 36.- Resinado y Resultados Prueba II de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 37.- Resultados de Prueba II de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV**

### 3.2.1.3. Prueba III

Para la tercera prueba se utilizaron todos los aspectos ratificados en la segunda prueba más la estilización de terminados en bordes con la implementación de un sistema de compactación de la fibra restante en los mismos, mejorando el corte exacto del tejido colocando cinta adhesiva de papel para que no se corran los hilos de la fibra, y por último realizando cortes estilizados para puntas y filos de las piezas para mejor adherencia del composite en los mismos.

Estos aspectos generaron los mismos resultados de excelente calidad superficial en el composite de la pieza más la generación de acabados detallados en sus filos y bordes.



**Ilustración 38.- Prueba III de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 39.- Resultados de Prueba III de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 40.- Resultados de Prueba III de Composites en Piezas: Proyecto Galapagos UAV**

### 3.3. Características del Material Compuesto USFQ

Las características que se manifiestan en este material compuesto de tipo fibroso elaborado de fibra de vidrio tipo S en tejido como fase de refuerzo y resina Epoxi PR2032 con su Endurecedor PH3660 como fase de matriz, son de alta calidad en general tanto en su aspecto físico como en su aspecto mecánico de trabajo. Debido a las características físicas de sus componentes, este material tiene un color ámbar traslucido otorgado por la mezcla de la resina y un aspecto de tramado por la forma de tejido de la fibra de vidrio. Las principales características que se lograron con el desarrollo progresivo de las pruebas para la implementación de este Composite, resaltan un material complejo de alta calidad superficial con uniformidad en todo su acabado, y entre otras características que se pueden observar son

- Superficie totalmente lisa e uniforme del material
- Impermeabilidad completa de su superficie
- Apariencia plástica superficial
- Adherencia absoluta a la forma y cuerpo del material base
- Baja densidad y peso liviano del material
- Buena resistencia mecánica superficial
- Espesor relativo al tejido de la fibra de vidrio
- Constitución física tipo cristal conformado por el secado de la resina
- Alta dureza superficial relativa al material
- Buena resistencia a agentes químicos
- Bajo costo relativo de producción

A estas características físicas y superficiales de simple observación se suman las propiedades mecánicas obtenidas a través de la realización de pruebas estructurales en diferentes probetas del material.

### **3.4. Análisis y Pruebas para el Material Compuesto Artesanal USFQ**

Para el levantamiento de propiedades mecánicas y estructurales referentes al nuevo material compuesto implementado por este proyecto para el revestimiento superficial de las piezas aerodinámicas del prototipo, debe tomarse en cuenta principalmente que el composite trabaja directamente como un material para empastado o recubrimiento. Motivo por el cual las pruebas para determinar estas propiedades debieron realizarse en probetas que cumplan esta misma función y que tengan el mismo material base de cuerpo para evaluar el comportamiento del composite en las futuras piezas que se iban a implementar con este material en el prototipo.

De esta manera, se investigó acerca de las normas utilizadas para la realización de pruebas mecánicas en materiales composites pero no se consiguió ninguna que pueda utilizarse para el material solo como empastado o recubrimiento. Consecuentemente, este proyecto acudió a una persona con gran experiencia en este tipo de materiales como es el Doctor en Materiales Compuestos Víctor Guerrero, docente de la Universidad Politécnica Nacional, para que pueda recomendar una idea referencial de cuales podían ser las opciones más convenientes para probar este composite. De ahí surgió la idea de utilizar la misma norma correspondiente a los composites sólidos normales que es la utilizada en las maderas, realizando probetas con las mismas dimensiones para los composites normales pero con el composite nuevo formando empastado en el material base utilizado por el proyecto. Para así luego realizar diferentes

pruebas para determinar los esfuerzos máximos del material y realizar alguna otra prueba pertinente a la funcionalidad que pueda tener el material dentro del prototipo.

Por consiguiente, este proyecto decidió realizar estas probetas conformadas por el material base y recubiertas por el composite para realizar cinco pruebas distintas referentes tanto a las propiedades estructurales del composite siendo recubrimiento como en las funciones que este cumpliría en cada pieza del avión. Estas pruebas planteadas por el proyecto fueron: pruebas de tracción en el material, pruebas de deflexión máxima del material en piezas enteras y en juntas reforzadas con el composite, pruebas de carga puntual en juntas reforzadas con el composite y una prueba real en una ala completa conformada por dos juntas reforzadas entre secciones y sujeta en cantiléver. Con estas pruebas se plantearía determinar las fuerzas y el esfuerzo máximo resultante que puede aguantar el material en cada procedimiento, la deflexión máxima y recuperación estructural de los elementos y la fortaleza de las juntas para determinar si estas pueden fallar o no en la unión de secciones entre los elementos de una misma pieza.

#### 3.4.1. Elaboración de Probetas

Tomando en cuenta las características de la Norma Nch 978 y Nch 987 para ensayos mecánicos en maderas y materiales de tipo fibroso, este proyecto utilizó las mismas dimensiones establecidas por este tipo de ensayos. Es decir se observa el ancho promedio de la pieza donde va a someterse una carga y se elabora una probeta con la sección transversal cuadrada con esta misma medida y una longitud de prueba de 10 a 1 del lado de la sección. En este caso, el proyecto tomó en cuenta la altura máxima promedio del perfil de las alas estableciendo una medida de 50 x 50 de área transversal para las probetas y una longitud total de 50 mm para la sección de prueba y 10 mm más por cada extremo para utilizar esas zonas como sujeción de las

probetas. Estas dimensiones fueron utilizadas para realizar el corte de poliestireno como cuerpo solido de todas las probetas y ya que querían probar la elaboración de juntas reforzadas con este material a algunas de estas se las corto por la mitad. Posteriormente, se desarrollo el procedimiento de revestimiento superficial en cada una de las probetas y el de reforzamiento de juntas del mismo modo que se utilizaría para la manufactura final del composite en los elementos del prototipo, para así conseguir resultados lo más reales de prueba del composite en el estado final de cada elemento.

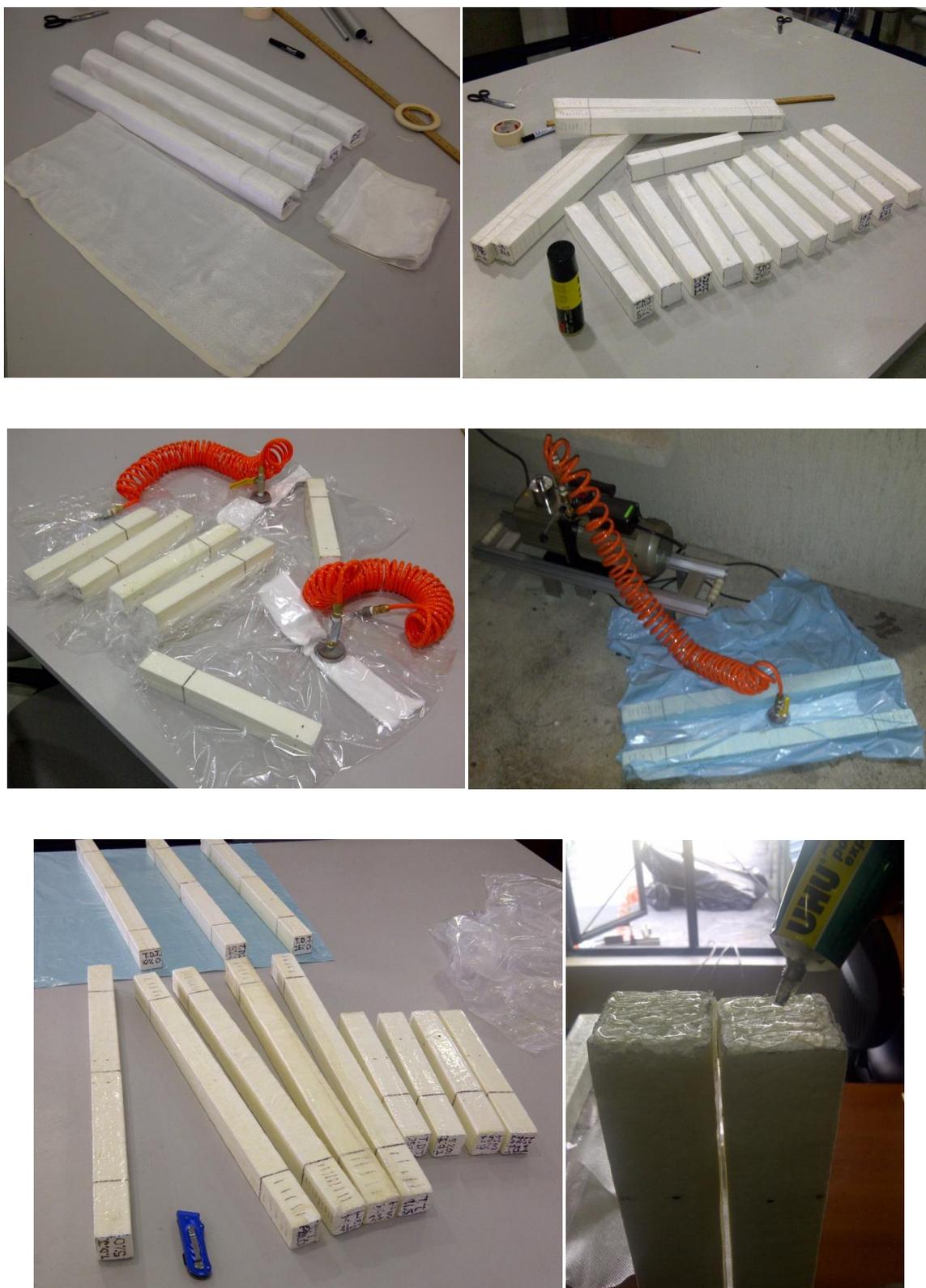
Para la manufactura de estas probetas este proyecto realizó los cortes del poliestireno con las dimensiones indicadas para las probetas, se las depuro superficialmente con el uso de lijas, se adhirió la fibra de vidrio con pegamento rápido y se las resinó con la cantidad necesaria de mezcla para luego realizar el vacuum bagging respectivo a cada una de estas piezas. En el caso de las juntas entre dos piezas separadas se realizó este procedimiento nuevamente con la colocación del refuerzo de fibra de vidrio resinado.



**Ilustración 41.- Elaboración de Probetas en Poliestireno: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 42.- Preparación de Probetas para Proceso de Revestimiento: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 43.- Elaboración de Probetas Revestidas con Composite: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 44.- Resultados de Probetas Revestidas con Composite: Proyecto Galapagos UAV**

En su totalidad se realizó la manufactura de 10 probetas para el desarrollo de estas pruebas estructurales, de las cuales 6 probetas fueron de juntas con refuerzo del composite, y 4 probetas fueron de composite completo en todo el elemento. Del mismo modo, entre las 4 probetas completas se separaron en dos grupos de dos elementos de una y dos capas de laminado del composite. Y de las 6 probetas de juntas se separaron en 3 grupos caracterizados por diferentes longitudes de refuerzo de material, donde cada grupo tenía una longitud de tejido solapado respectiva al 5, 15 y 25 % de de la distancia total del elemento en cada una de las piezas de la junta.

Posteriormente este proyecto tuvo que elaborar 4 probetas completas más debido a ciertos problemas en el desarrollo de una prueba estructural. De estas probetas nuevas 2 tuvieron dimensiones de 25 x 25 x 250 mm y 2 tuvieron dimensiones de 25 x 50 x 250 mm.

### 3.4.2. Pruebas de Esfuerzos del Material

Para los ensayos de esfuerzos máximos de este composite utilizado como empastado, este proyecto planeó principalmente el desarrollo de pruebas de tracción en las 4 probetas completas de material y un análisis de flexión y carga puntual con empotramiento doble en 3 probetas con diferente refuerzo estructural en la junta.

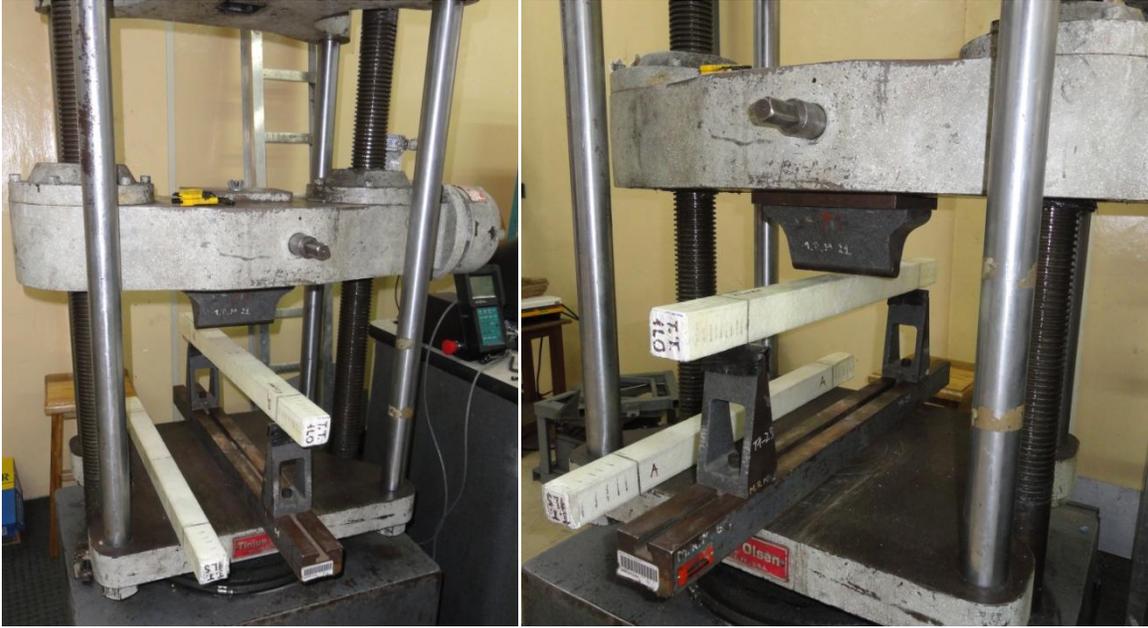
En el primer caso de los ensayos de tracción, este proyecto tuvo muchos problemas para la realización de estas pruebas ya que primero el área transversal de las probetas superaba el área máxima de sujeción de las mordazas de la maquina, por lo cual tuvo que realizarse unas probetas de menor área transversal como fue mencionado anteriormente las mismas que se acoplarían adecuadamente a las mordazas de la maquina. Segundo, esta alternativa tampoco tuvo un buen resultado ya que del mismo modo debido a las características superficiales del composite las mordazas nunca pudieron sujetar suficientemente las probetas y estas se deslizaron continuamente del sistema de sujeción de la máquina. Esto no permitió de ninguna manera realizar los ensayos de tracción así se colocara cauchos o elementos que generen fricción entre las mordazas y el composite.



Tomando en cuenta este problema el proyecto se planteó la obtención de esfuerzos máximos de manera relativa, por ende de la misma manera que en el segundo caso de pruebas, sería realizando ensayos de flexión con empotramiento doble en las probetas de composite completo. Esto llevaría a que en los dos grupos de probetas se evalué la misma condición de carga máxima sobre área del composite para determinar a qué punto este material pueda fallar o tiende a fracturarse, dando un esfuerzo último relativo referente al composite en sí.

#### 3.4.2.1. Ensayos de Flexión de Probetas Completas

Para la realización de estos ensayos se desarrollaron cuatro pruebas de flexión referentes a las dos probetas completas de una sola capa de revestimiento y a las dos probetas completas con dos capas de revestimiento. Las dos probetas de una sola capa tenían sus características totalmente similares en cantidad de resina, acabados y calidad. Por otro lado, las dos probetas de capa doble se diferenciaron en la cantidad de resina que cubre cada elemento para valorar el exceso de resina de manera estructural y compararla con el peso. Las cuatro pruebas se realizaron con la colocación de una carga puntual en el punto medio entre los dos empotramientos de las probetas. Estos ensayos fueron realizados mediante el uso de una máquina de ensayos universal y una interfaz gráfica de representación de resultados en los Laboratorios de Análisis de Materiales de la Universidad Politécnica Nacional del Ecuador.



**Ilustración 45.- Ilustración 45.- Ensayos de Flexión en Probetas del Material Compuesto: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 46.- Ensayos de Flexión en Probetas del Material Compuesto: Proyecto Galapagos UAV**

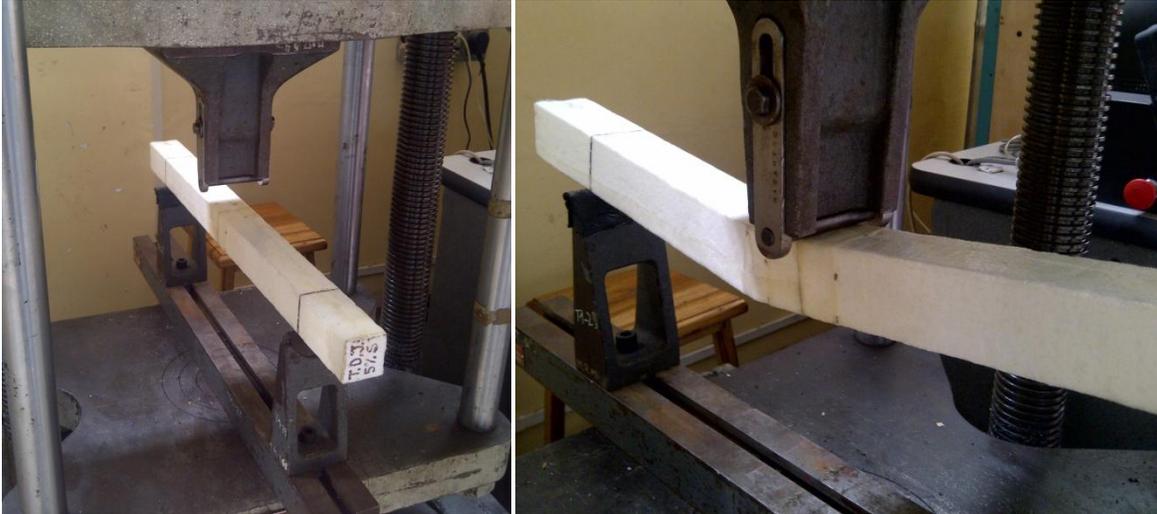
Todos los resultados referentes a estas pruebas se presentarán posteriormente en el capítulo de resultados de este documento.

### 3.4.2.2. Ensayos de Flexión de Probetas con Juntas Estructurales

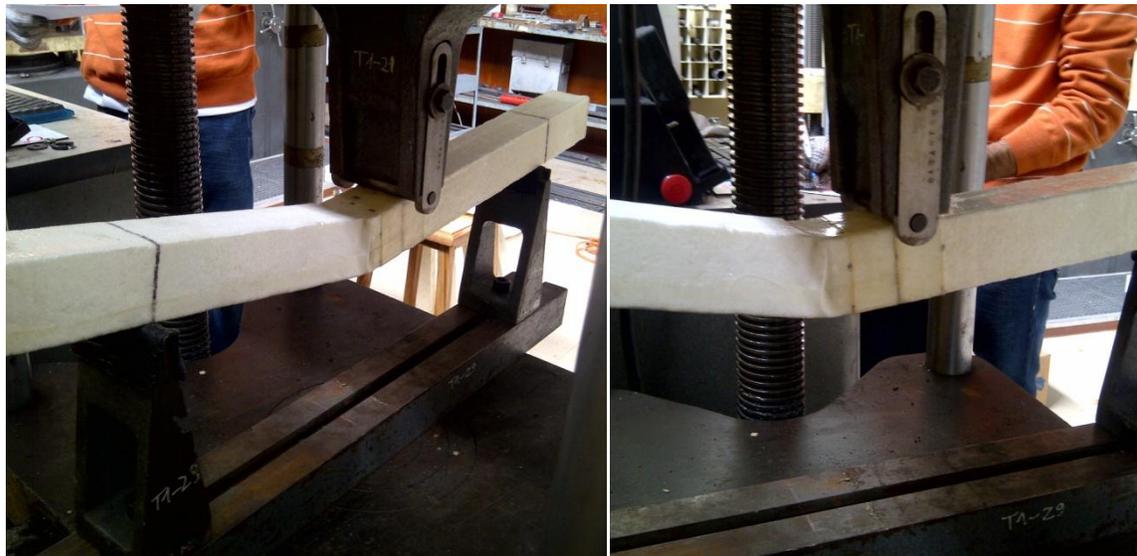
Para la realización de estos ensayos se desarrollaron tres pruebas de flexión referentes a cada uno de los tipos de juntas estructurales de refuerzo que se analizaron para estas probetas. Las tres probetas se sometieron al mismo proceso de carga en la parte central de la junta para observar cómo reaccionaba el reforzamiento de la fibra tanto en la unión como en los bordes de solapamiento de este tejido por encima de la capa normal del elemento. Estos ensayos fueron realizados del mismo modo mediante el uso de una maquina de ensayos universal y una interfaz gráfica de representación de resultados en los Laboratorios de Análisis de Esfuerzos de la Universidad Politécnica Nacional del Ecuador. Todos los resultados referentes a estas pruebas se presentarán posteriormente en el capítulo de resultados de este documento.

- Ensayo en Junta con 5% de solapamiento

Este refuerzo se caracteriza por tener un solapamiento de tejido de 30 mm en cada pieza que conforma la junta del elemento. Esta distancia se la obtuvo asumiendo un promedio de longitudes totales entre las tres secciones distintas del ala, teniendo en cuenta una longitud promedio de cada sección de 600 mm. Esta prueba se desarrolló hasta que falló por primera vez la superficie de composite donde se aplicó la carga, es decir cuando comenzó a fracturarse la resina como cuerpo del material.



**Ilustración 47.- Ensayos de Flexión en Probetas con 5% de Junta: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 48.- Ensayos de Flexión en Probetas con 5% de Junta: Proyecto Galapagos UAV**

- Ensayo en Junta con 15% de solapamiento

Este refuerzo se caracteriza por tener un solapamiento de tejido de 90 mm en cada pieza que conforma la junta del elemento. Esta distancia se la obtuvo asumiendo un promedio de longitud de cada sección de 600 mm. Esta prueba se desarrolló hasta que falló por primera vez la

superficie de composite donde se aplicó la carga, es decir cuando comenzó a fracturarse la resina como cuerpo del material.



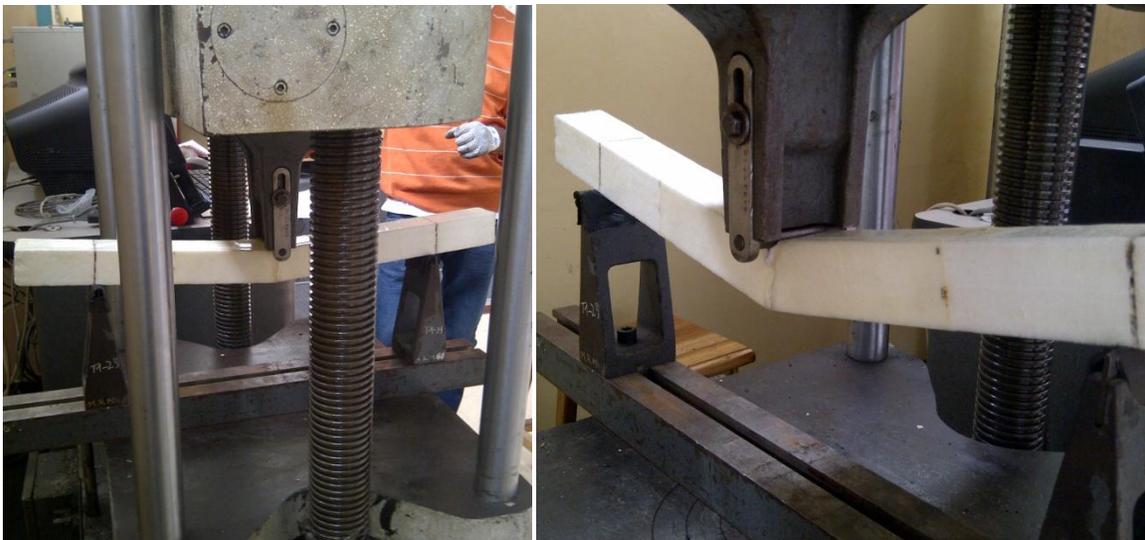
**Ilustración 49.- Ensayos de Flexión en Probetas con 15% de Junta: Proyecto Galapagos UAV**

- Ensayo en Junta con 25% de solapamiento

Este refuerzo se caracteriza por tener un solapamiento de tejido de 150 mm en cada pieza que conforma la junta del elemento. Esta distancia se la obtuvo asumiendo un promedio de longitudes totales entre las tres secciones distintas del ala, teniendo en cuenta una longitud promedio de cada sección de 600 mm. Esta prueba se desarrolló hasta que falló por primera vez la superficie de composite donde se aplicó la carga, es decir cuando comenzó a fracturarse la resina como cuerpo del material.



**Ilustración 50.- Ensayo de Flexión en Probetas con 25% de Junta: Proyecto Galapagos UAV**



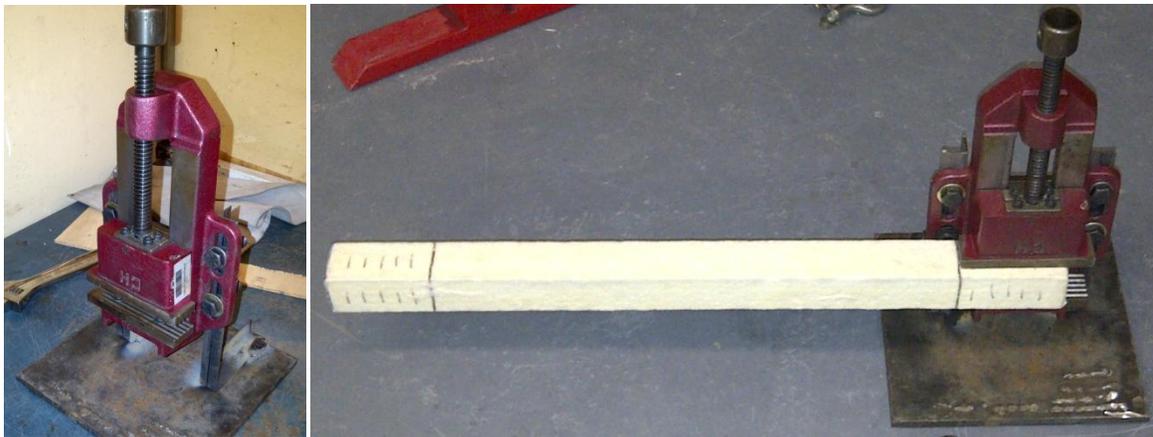
**Ilustración 51.- Ensayo de Flexión en Probetas con 25% de Junta: Proyecto Galapagos UAV**

### 3.4.3. Pruebas de Deflexión y Deformación de Material

Para los ensayos de deflexión y deformación máxima de este composite utilizado como empastado para los elementos, este proyecto planeó principalmente el desarrollo de pruebas tipo empotramiento simple de vigas. Para lograr estas pruebas se colocaría los elementos en cantiléver y se sometería a una carga puntual en el otro extremo de los mismos para verificar las características del material. Estas pruebas se elaboraron en 3 probetas con diferente refuerzo estructural en la junta y en una probeta de ala completa unida por estas juntas de refuerzo. De

esta manera a partir de estas pruebas se podría valorar el comportamiento de las juntas estructurales de refuerzo y verificar su funcionalidad para la unión de secciones en las piezas del prototipo del avión.

Para desarrollar este tipo de pruebas de deflexión, el proyecto tuvo que inventar un sistema de sujeción para sostener las probetas como empotramiento simple. Para construir este sistema este proyecto pensó utilizar una entenalla colocada de manera perpendicular al plano horizontal para que sus mordazas sirvan de apoyo y apriete para cualquier elemento al colocarla. Consecuentemente, se elaboró un soporte de empotramiento vertical para sostener a la entenalla y así generar el sistema de sujeción para estas pruebas.



**Ilustración 52.- Sistema de Sujeción para Ensayos de Deflexión: Proyecto Galapagos UAV**

### 3.4.3.1. Ensayos de Deflexión en Probetas con Juntas Estructurales

Para la realización de estos ensayos se desarrollaron tres pruebas de deflexión referentes a cada uno de los tipos de juntas estructurales de refuerzo que se analizaron para estas probetas. Las tres probetas se sometieron al mismo proceso de carga en el extremo contrario a la sujeción del elemento y se observó cómo reaccionaba el reforzamiento de la fibra tanto en la unión como

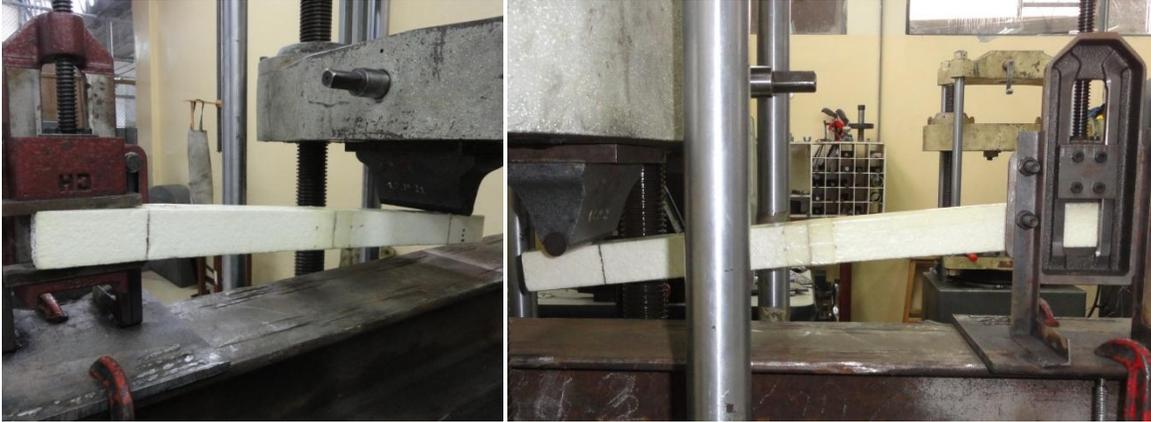
en los bordes de solapamiento de este tejido por encima de la capa normal de revestimiento del elemento para así afirmar el uso o no de estos refuerzos para la unión entre secciones. Estos ensayos fueron realizados igualmente mediante el uso de una máquina de ensayos universal y una interfaz gráfica de representación de resultados en los Laboratorios de Análisis de Esfuerzos de la Universidad Politécnica Nacional del Ecuador. Todos los resultados referentes a estas pruebas se presentarán posteriormente en el capítulo de resultados de este documento.

- Ensayo en Junta con 5% de solapamiento

Este refuerzo se caracteriza por tener un solapamiento de tejido de 30 mm en cada pieza que conforma la junta del elemento. Esta prueba se desarrolló hasta que falló la parte del material correspondiente a la sujeción en la entenalla.



(Ensayo de Deflexión en Junta de 5%; “Proyecto Galapagos UAV”)



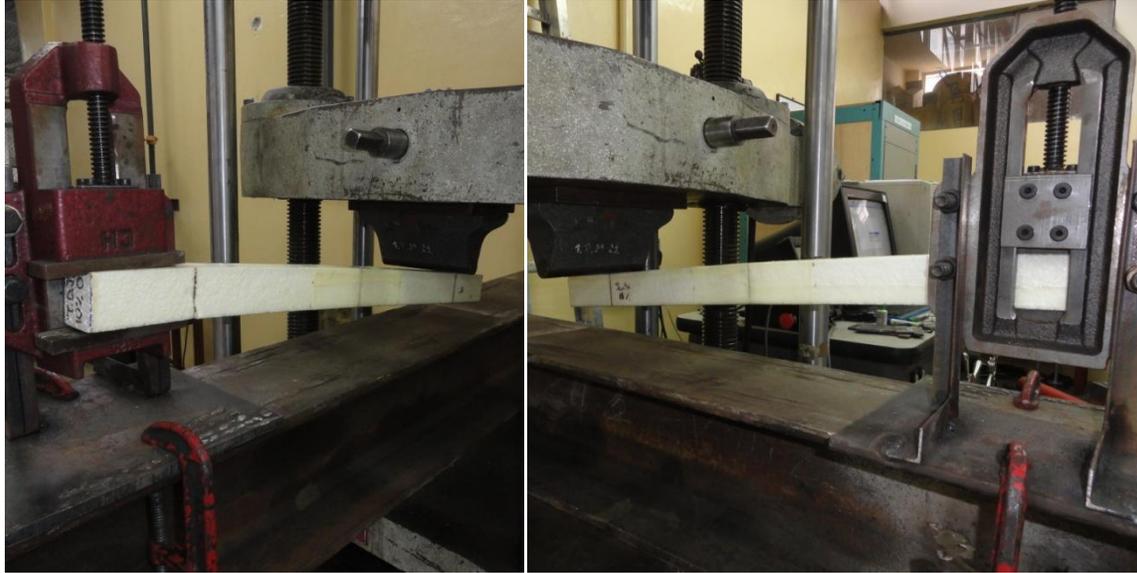
**Ilustración 53.- Ensayo de Deflexión en Junta de 5%: Proyecto Galapagos UAV**

- Ensayo en Junta con 15% de solapamiento

Este refuerzo se caracteriza por tener un solapamiento de tejido de 90 mm en cada pieza que conforma la junta del elemento. Esta prueba se desarrolló hasta que falló la parte del material correspondiente a la sujeción en la entenalla.



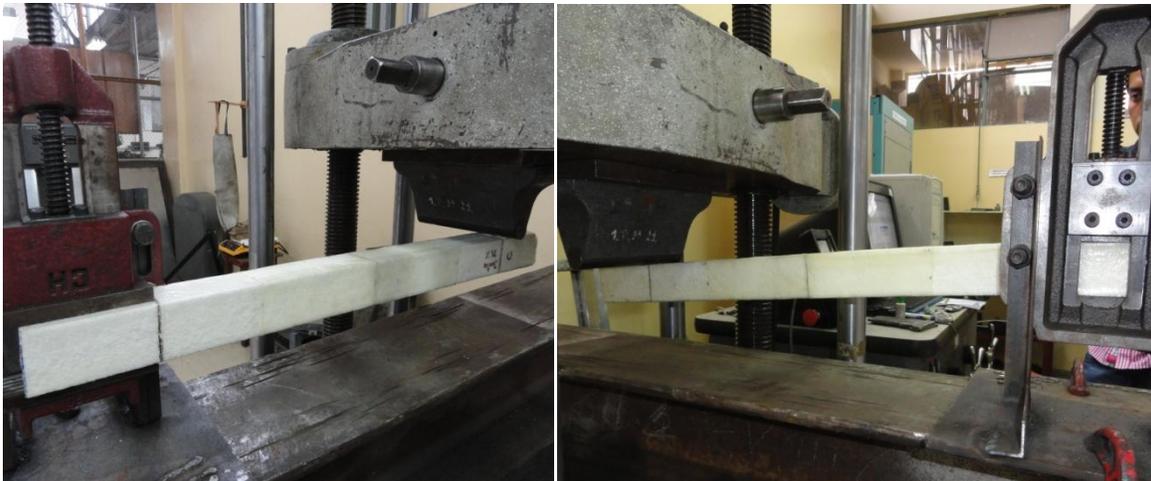
**Ilustración 54.- Ensayo de Deflexión en Junta de 15%: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 55.- Ensayo de Deflexión en Junta de 15%: Proyecto Galapagos UAV**

- Ensayo en Junta con 25% de solapamiento

Este refuerzo se caracteriza por tener un solapamiento de tejido de 150 mm en cada pieza que conforma la junta del elemento. Esta prueba se desarrolló hasta que falló la parte del material correspondiente a la sujeción en la entenalla.



**Ilustración 56.- Ensayo de Deflexión en Junta de 25%: Proyecto Galapagos UAV**

### 3.4.3.2. Ensayo de Deflexión en Ala Unida por Juntas Estructurales

Para la realización de este ensayo se desarrolló una sola prueba de deflexión referente a la primera probeta de ala completa formada por las primeras etapas de producción de composites en cada sección perteneciente a esta pieza. Para la elaboración de esta prueba este proyecto tomo en cuenta los resultados obtenidos de las pruebas anteriores para realizar las juntas estructurales entre las secciones del ala, usando así refuerzos de fibra de vidrio con juntas del 10% de la longitud promedio de las secciones. Una vez manufacturada el ala completa de prueba, se sometieron al mismo proceso de carga en el extremo contrario a la sujeción del elemento, el cual en este caso era un tubo de aluminio referente al wing rod de la misma, colocado solo hasta la posición de la primera junta para que el elemento pueda fallar en este punto. Del mismo modo, este proyecto realizo una variación en la manufactura normal del ala alterando en escala el perfil de la segunda sección para que de alguna manera u otra siempre tenga que fallar la probeta en cualquiera de las dos juntas existentes en esta pieza.

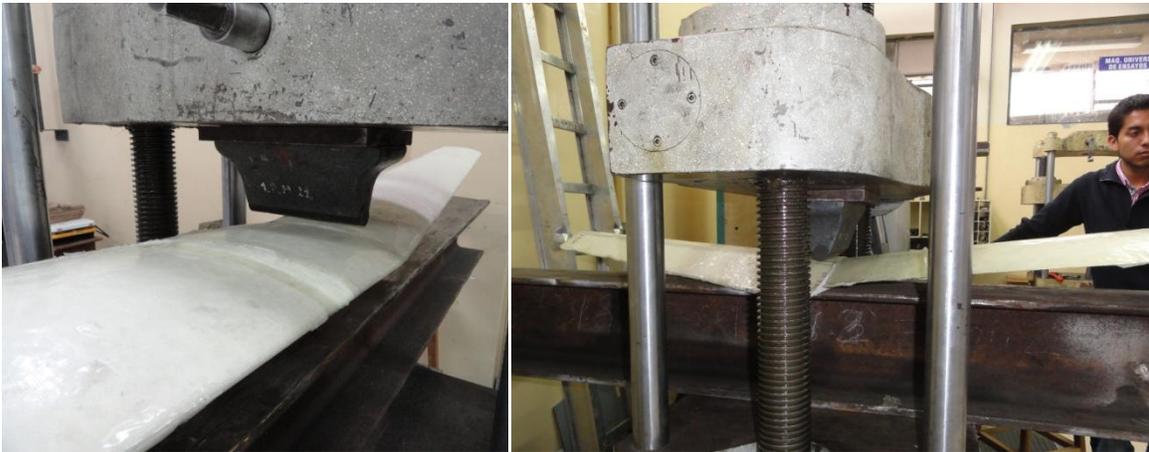
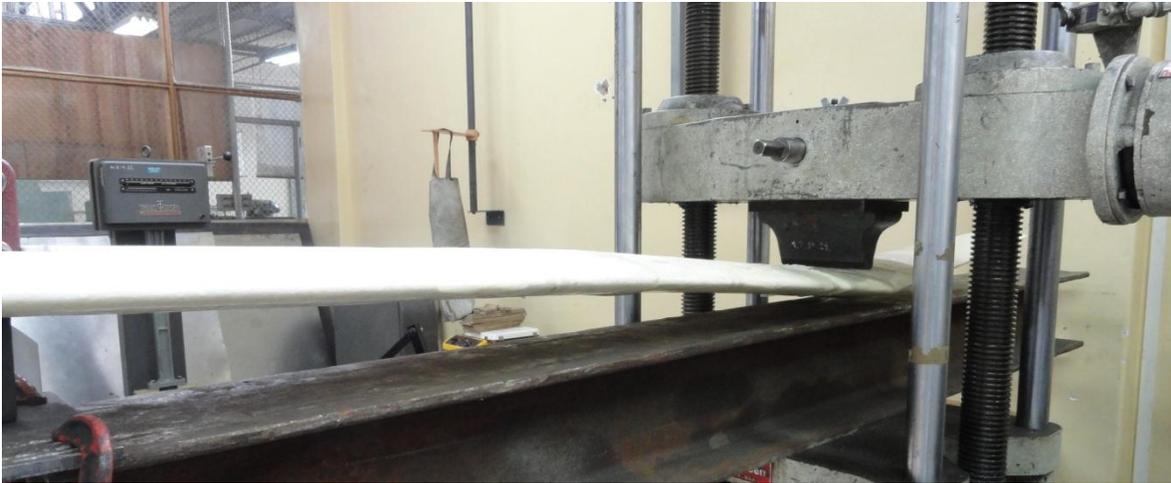
Este ensayo tuvo como finalidad observar cómo reaccionaba el reforzamiento de la fibra principalmente en las dos juntas de secciones y verificar si es que se producía alguna falla en estas, para de esta manera afirmar el uso o no el uso de estos refuerzos para la unión entre secciones dentro del ala real. Estos ensayos fueron realizados igualmente mediante el uso de una máquina de ensayos universal y una interfaz gráfica de representación de resultados en los Laboratorios de Análisis de Esfuerzos de la Universidad Politécnica Nacional del Ecuador. Todos los resultados referentes a estas pruebas se presentarán posteriormente en el capítulo de resultados de este documento.



**Ilustración 57.- Ensayo de Deflexión en Ala Completa de prueba: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 58.- Ensayo de Deflexión en Ala Completa de prueba: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 59.- Ensayo de Deflexión en Ala Completa de prueba: Proyecto Galapagos UAV**

#### **4. CAPITULO IV.- Proceso de Producción del Primer Prototipo**

##### **Avión Piquero**

#### **4.1. Procesos de Manufacturas y Uso de Materiales para la Producción**

Para la manufactura y construcción de cualquier parte, elemento o prototipo, uno de los aspectos más importantes a tomarse en cuenta son las características físicas o especificaciones técnicas que fueron aceptadas en los diseños tanto general como detallado de estos elementos. Todas las especificaciones fueron aceptadas para darles las propiedades que requiere cada elemento según su funcionalidad, y es esencial, que las mismas sean generadas en la manufactura para asegurar la eficiencia de trabajo del elemento como producto o como parte de un ensamble más complejo. En el caso del primer prototipo de avión no tripulado Piquero, estas especificaciones técnicas no dejan de ser uno de los aspectos de mayor importancia para la construcción del vehículo. Por esta razón, es fundamental el desarrollo de este proyecto que mantendrá las dimensiones y características preestablecidas adecuando así el uso de procedimientos de manufactura y la elección adecuada de materiales que puedan cumplir todos los aspectos que exige el funcionamiento del prototipo diseñado por el proyecto.

Consecuentemente con todos estos aspectos mencionados anteriormente, este proyecto trabaja con limitaciones en las especificaciones técnicas que exige el proceso de producción total del avión. Entre estas limitaciones cabe recalcar que este proyecto puntualmente debe realizar la elección de materiales que puedan soportar condiciones naturales donde va a exponerse el proyecto, por ejemplo capacidad de corrosión y salinidad ambiental; la elección de materiales que tengan capacidad estructural óptima para el trabajo que exige el vehículo sin exceder limitaciones de peso del mismo; y por último, la elección de materiales que puedan encontrarse con facilidad en la industria ecuatoriana para asegurar la vida útil del avión y la capacidad de cualquier remplazo de pieza por mantenimiento o mal funcionamiento.

Para el desarrollo de este proyecto de manufactura e implementación de procesos para la construcción del primer avión no tripulado Galápagos UAV, fue primordial comenzar con una evaluación completa de cada una de las partes y piezas que fueron previamente diseñadas para conformar tanto la manufactura individual de cada parte como el ensamblaje total del primer prototipo. De esta manera, este proyecto se transformo en parte en un equipo de manufactura anexado en su totalidad al trabajo del equipo de diseño, ya que conjuntamente se fueron desarrollando de manera progresiva cambios específicos en ciertos detalles y características de cada una de las piezas. Por consiguiente, estos cambios permitieron el acoplamiento tanto de las especificaciones de diseño de cada parte como de la capacidad de producción y manufactura que existe en la industria, dado por los tipos de material que podían ser selectos para la generación de la parte o por los procesos viables que podían generar las propiedades preestablecidas por todos los diseños.

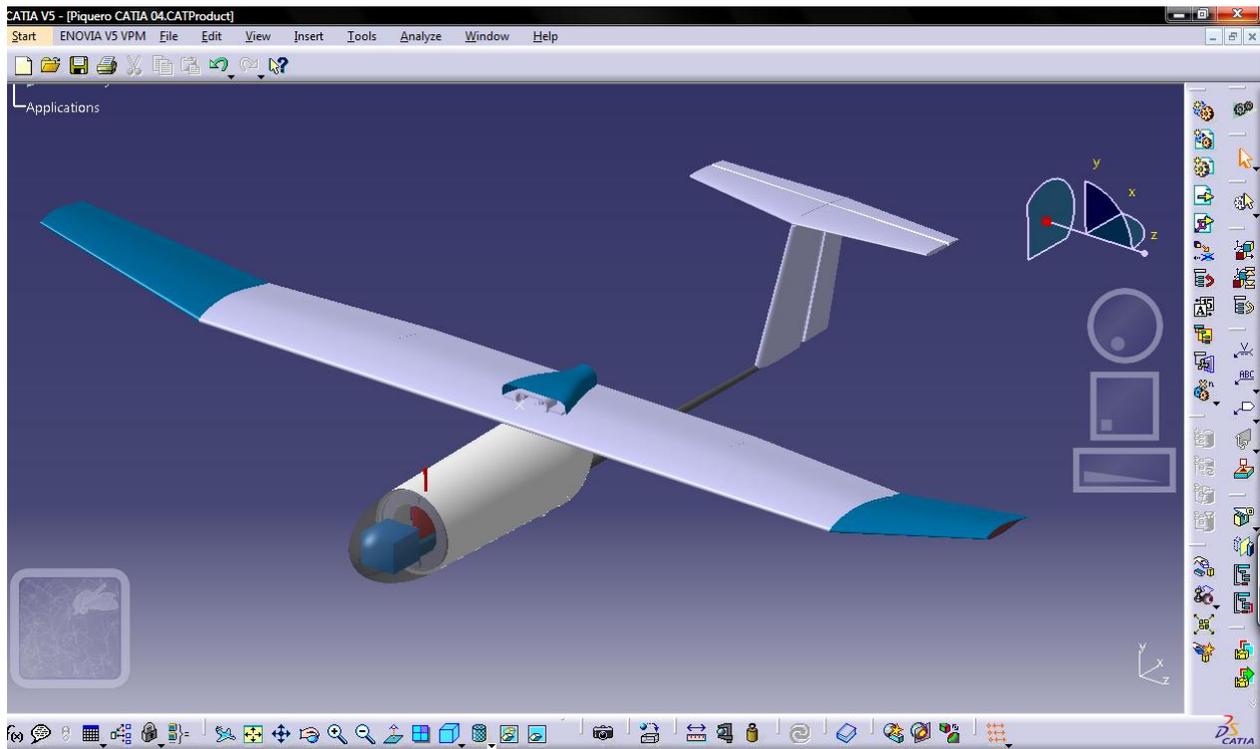
Este proyecto tomo como base de trabajo principalmente todos los diseños de partes y piezas que estaban siendo desarrolladas y probadas por diferentes miembros pertenecientes al grupo de diseño del proyecto Galapagos UAV. Todos estos elementos estaban siendo trabajados en un software de diseño conocido como CATIA® Version 5.20 de Dassault Systemes para el análisis estructural y funcional de las piezas y del ensamblaje en su totalidad. Este proyecto para facilitar el proceso de generación de planos y trabajo de manufactura, decidió transformar y generar todos los diseños de cada una de estas partes a un software de diseño conocido como Autodesk Inventor Professional 2010, el cual aseguraba la destreza de la persona que iba a realizar todos los procesos de manufactura para una mejor generación de características e ilustración de cada pieza con el mismo. En el desarrollo y transformación de software para cada una de las partes, este proyecto fue observando muchas de las especificaciones que no fueron

tomadas en cuenta en diseño para una manufactura real de una pieza. Entre estas características no tomadas en cuenta resaltaban principalmente dimensiones reales de materiales, acabados y concentradores de esfuerzos en ciertas posiciones del elemento, y por último, posibilidades de producción y manufactura de cada pieza según la capacidad de trabajo que tiene la industria ecuatoriana en la actualidad. Con este análisis progresivo de cada una de las partes referentes al prototipo presentado inicialmente, muchas de las piezas tuvieron cambios significativos en apariencia estética y de igual manera alteraciones ligeras de condiciones generales como dimensiones, pesos, detalles en acabado y otras características, pero del mismo modo siempre se mantuvo o se mejoro la especificación de trabajo y funcionamiento mecánico establecidos por el diseño principal de cada una de las partes.

Para tener una visión más real y general del cambio total que se produjo entre el prototipo diseñado en un principio y el prototipo que se llevo a manufacturar, a continuación se mostraran diferentes vistas del ensamblaje total del vehículo en cada software que fue trabajado, presentando así los diseños tanto preliminar a la construcción del vehículo en imágenes ilustradas en CATIA, y el diseño final que llevo a construirse durante el trabajo de este proyecto, en imágenes ilustradas por el software Autodesk Inventor 2010. Cabe recalcar que todos los cambios realizados por este proyecto no alteraron ninguna de las características establecidas principalmente por especificaciones generales del Proyecto Galapagos UAV. Entre las características y aspectos que no fueron alterados por la manufactura y construcción del prototipo pueden señalarse: dimensiones totales de longitud del vehiculó y envergadura de alas; peso total del ensamblaje cargado con combustible, sistemas de control, aparatos de telecomunicaciones, generadores de potencia, etc; diseño estructural y modelo físico del avión;

aerodinámica y capacidades de funcionamiento del vehículo; y otras propiedades mencionadas anteriormente en la introducción del Proyecto Avión No Tripulado Galapagos UAV.

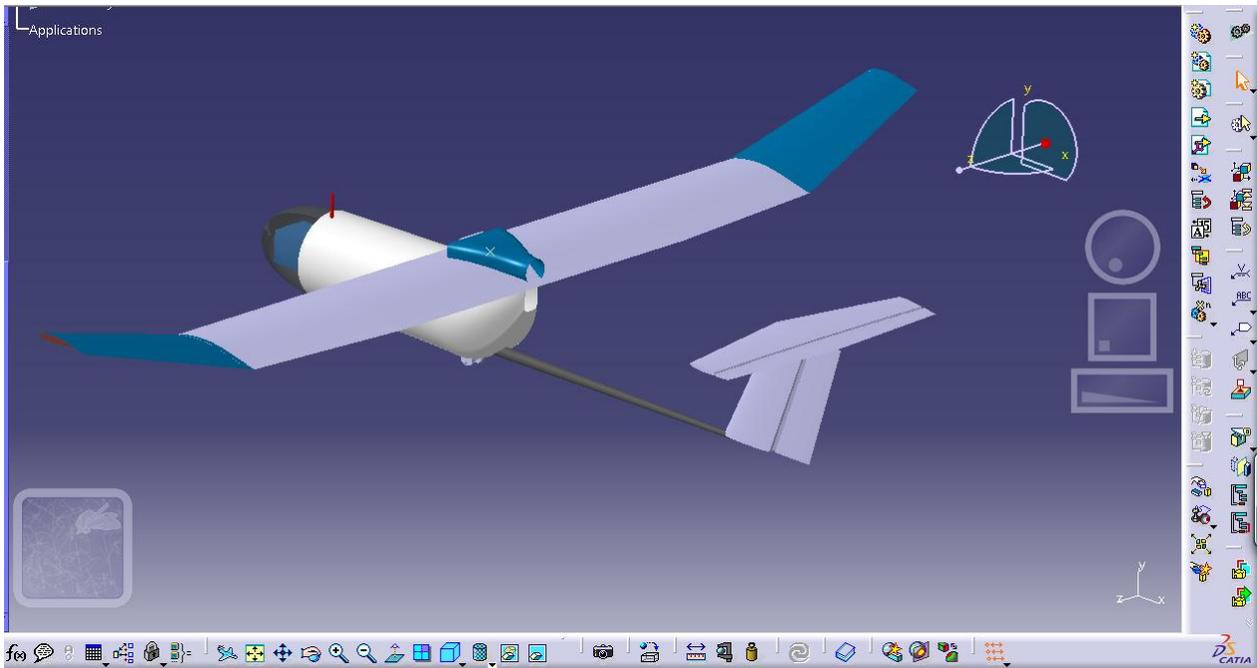
A continuación se ilustraran las imágenes del primer diseño desarrollado en CATIA V5R20 del Prototipo I del avión Piquero Galapagos UAV:



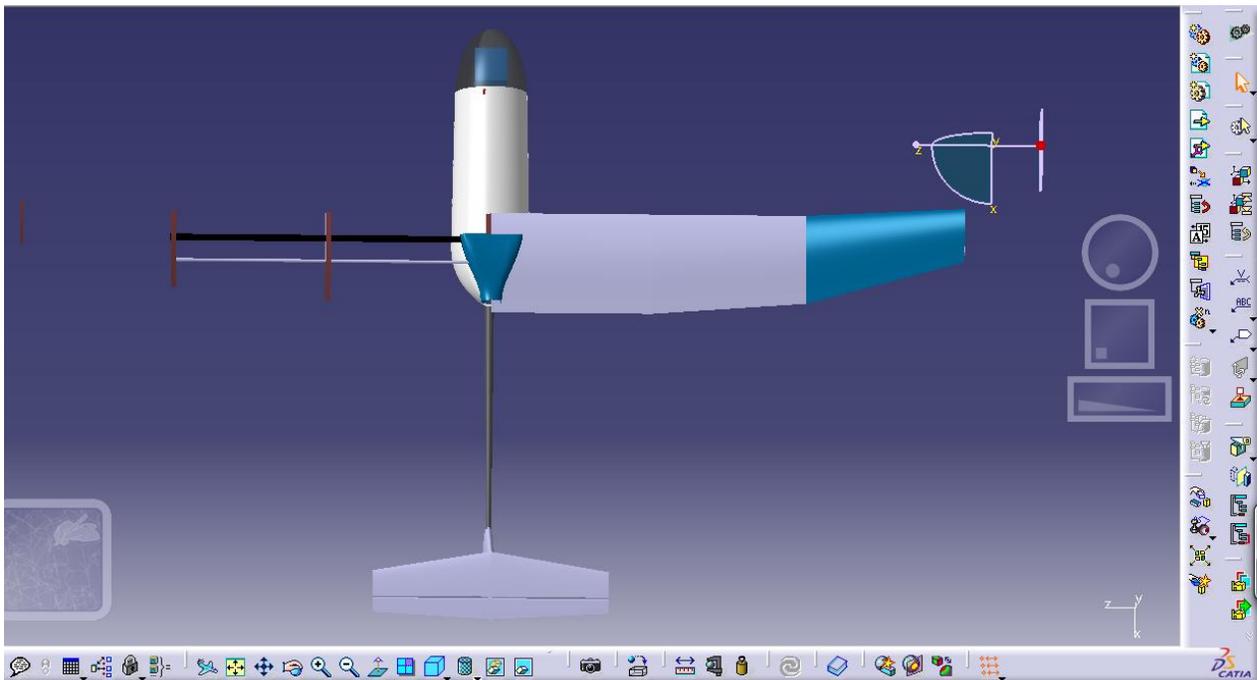
Vista Isométrica Frontal del diseño del Prototipo Preliminar Completo Piquero I

Ensamblaje Total de prototipo visto en Catia

(Proyecto Galapagos UAV)



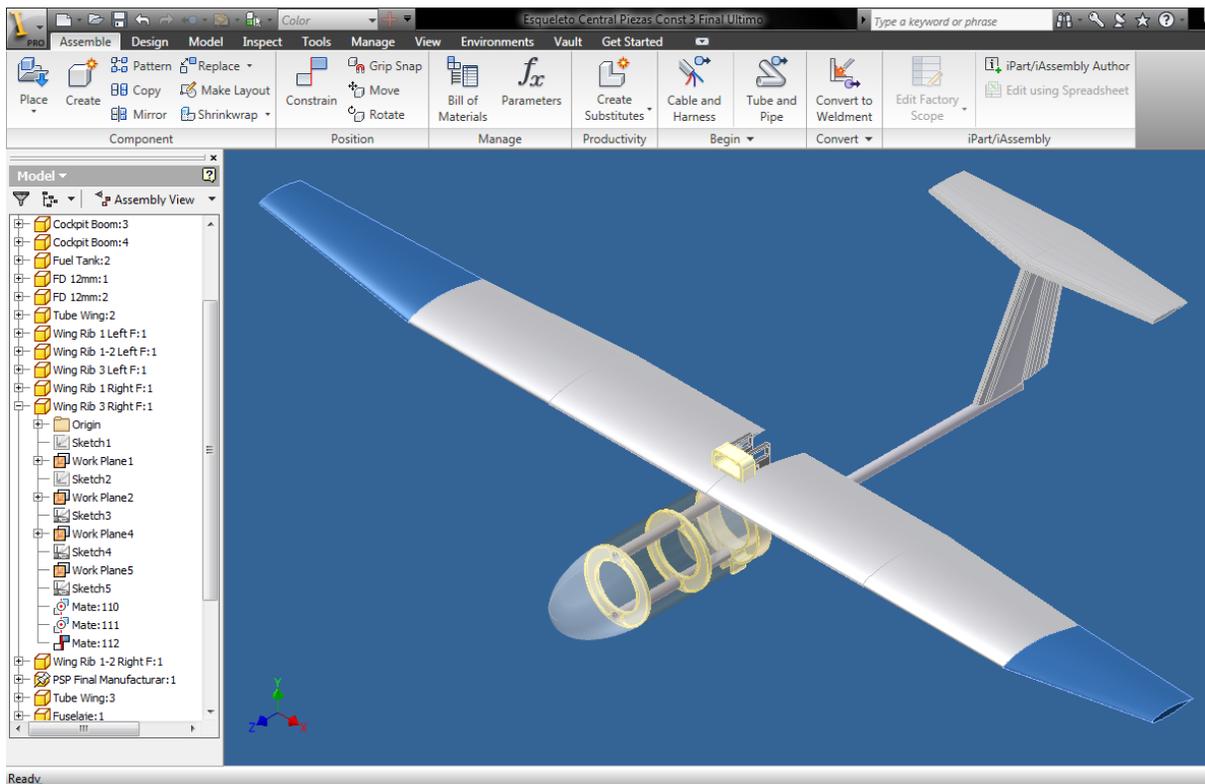
Vista Isométrica Trasera del diseño del Prototipo Preliminar Completo Piquero I



Vista en Planta del diseño Prototipo Preliminar Completo Piquero I

(Proyecto Galapagos UAV)

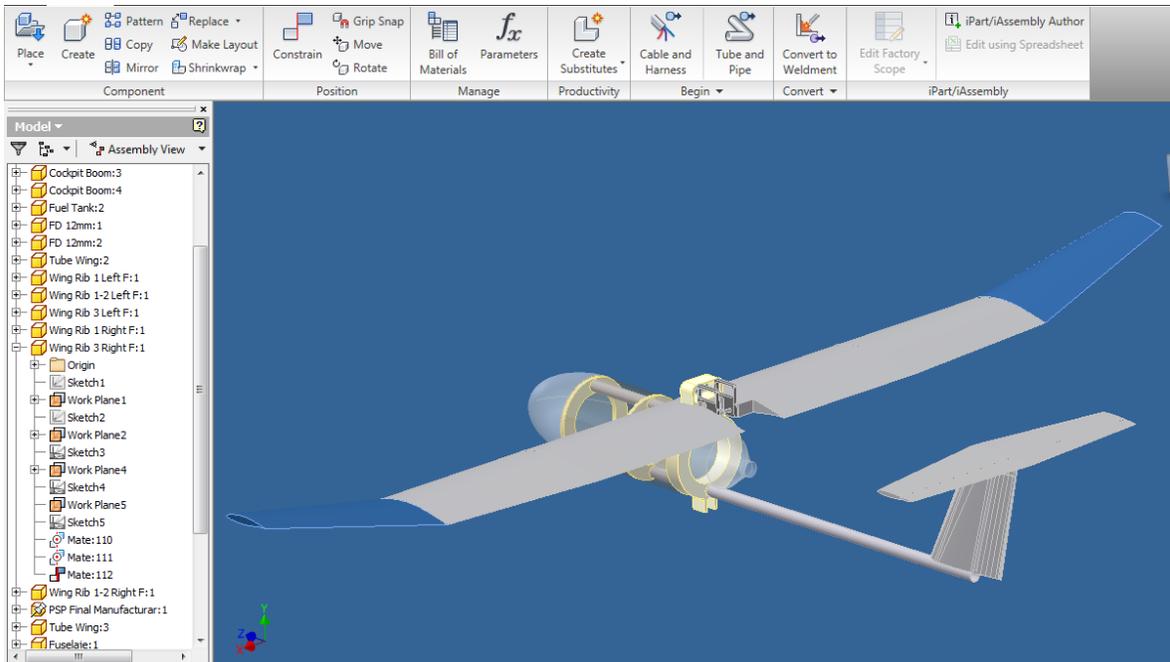
Ahora se ilustraran las imágenes del diseño final que se llevo a consenso entre el grupo de diseño y el de manufactura y producción para la construcción total que se llego a generar durante el desarrollo de este proyecto. Estas imágenes fueron ilustradas mediante el uso de Autodesk Inventor 2010:



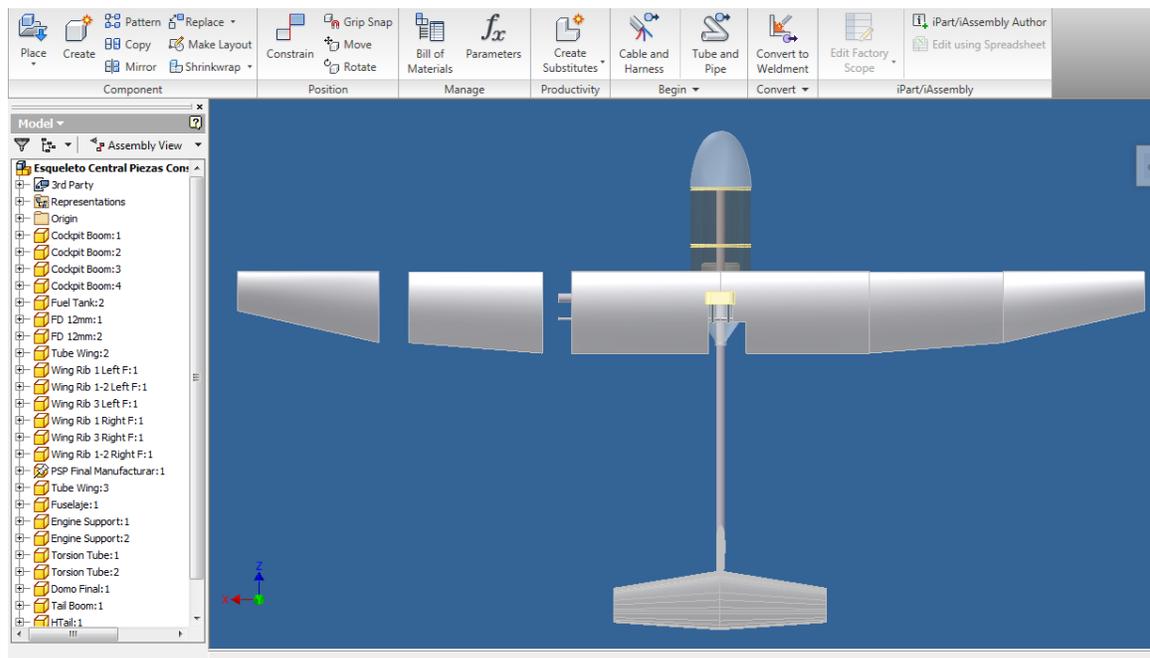
Vista Isométrica Frontal del diseño del Prototipo Completo Construido Piquero I

Ensamblaje Total de prototipo visto en Autodesk Inventor 2010

(Proyecto Galapagos UAV)



Vista Isométrica Trasera del diseño del Prototipo Completo Construido Piquero I



Vista en Planta del diseño Prototipo Completo Construido Piquero I

(Proyecto Galapagos UAV)

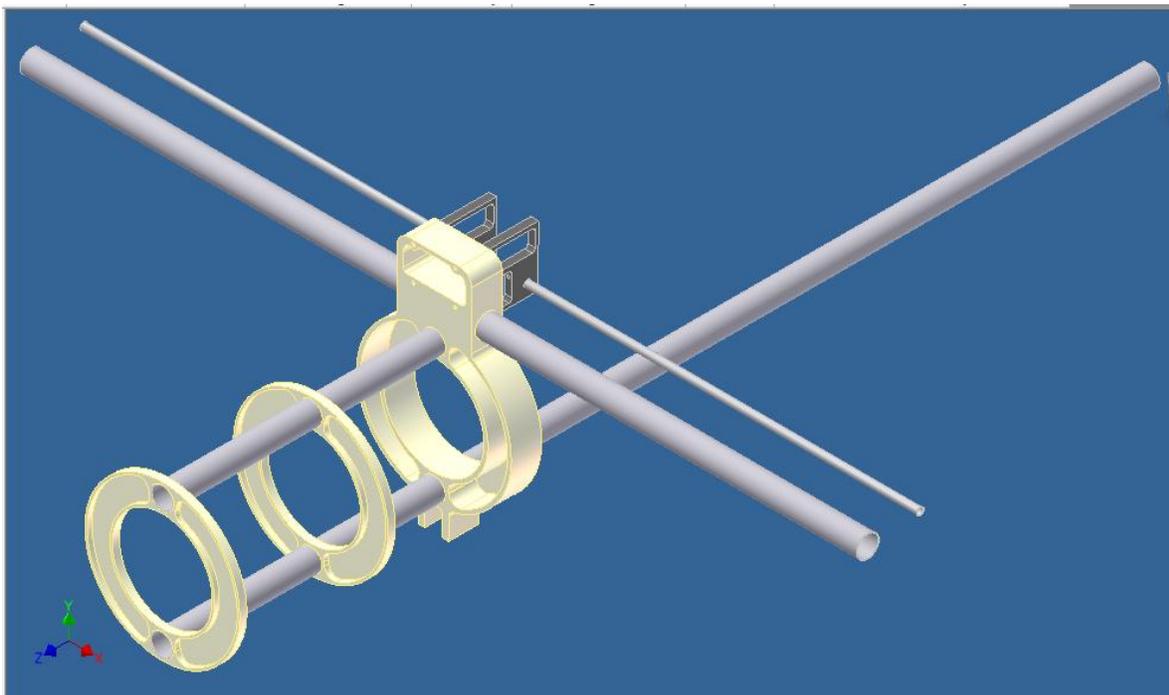
A partir de estas imágenes es un poco difícil observar todos los cambios que se realizaron durante el desarrollo de este proyecto. Por esta razón, este capítulo tiene como principal objetivo presentar y describir a detalle todos los procesos de manufactura y producción que fueron utilizados individualmente para la generación de cada uno de los elementos o partes que conforman al prototipo. Del mismo modo, se resaltarán aquellas características que se mantuvieron y aquellas que sufrieron cambios en los mismos para así describir el trabajo que se desarrolló en el proyecto y como el prototipo evolucionó consecuentemente con la manufactura y producción del primer prototipo de avión no tripulado Piquero para el Proyecto Galápagos UAV.

Conjunto con esta información individual de cada elemento manufacturado para generar el ensamblaje del vehículo, se resaltarán todos los motivos, razones y consecuencias que permitieron obtener los resultados finales de cada una de las partes y como estas podrán satisfacer las especificaciones de funcionalidad que pueden llegar a tener dentro del prototipo. De esta manera, la descripción de los procesos de trabajo y manufactura utilizados en este proyecto se separará en tres diferentes grupos que componen principalmente el ensamblaje completo del vehículo. Estos tres grupos comprenden a su vez todas las partes o piezas que tengan relación directa por su trabajo que desarrollan en el avión y por los procesos de manufactura que se utilizaron para la generación de los elementos. Estos tres grupos principales están comprendidos por: todas las piezas y elementos que conforman el esqueleto central y estructural del vehículo; todas las partes que conforman las superficies aerodinámicas de vuelo del avión; y por último, todas las piezas que conforman la parte estética del prototipo y comprenden la funcionalidad de fuselaje externo del mismo.

### 4.1.1. Esqueleto Central

La estructura central o esqueleto del avión está comprendido fundamentalmente por toda aquella parte o pieza que permite generar el modelo físico y estructural del vehículo. Todos estos elementos representan principalmente piezas que generan sujeción, soporte, unión y de manera estructural la fuerza mecánica del ensamblaje completo de partes.

**Ilustración 60.- Vista del Esqueleto Central del Prototipo**



Diseño del Esqueleto del Prototipo Final Construido Piquero I

Imagen Generada en Autodesk Inventor 2010

(Proyecto Galapagos UAV)

#### 4.1.1.1. Tubería Estructural

La tubería estructural del prototipo comprende todo los elementos de perfilera de tipo tubo que permiten la unión entre otras piezas o partes, y a su vez representan aquellas piezas de extensión longitudinal y transversal que necesita el vehículo para generar su estructura. En el caso de este primer prototipo esta tubería es de perfil circular o cilíndrico en su mayoría y es utilizada principalmente en tres funciones primarias: la primera es para conectar los discos centrales de la estructura con la pieza principal del prototipo; la segunda es representar la función de cola siendo la estructura que sostiene las superficies aerodinámicas traseras del avión; y la tercera es conformar el alma estructural y mecánica que sostiene la extensión del ala central, evitando una deflexión superior de las alas y evitando el efecto de torsión que puede generar el flujo de viento con el uso de dos elementos en posicionamiento paralelo a través de las mismas.

Para la selección de materiales en este tipo de elementos, en un principio junto a las primeras ideas de diseño del prototipo se pensó utilizar tubos de fibra de carbono, los cuales asegurarían una característica alta de resistencia mecánica y al mismo tiempo muy poco peso en cada una de estas piezas. Debido a la ausencia de este tipo de material en la industria ecuatoriana y al alto costo de adquisición del mismo, se busco una alternativa a esta selección de material y se decidió escoger un material de tipo metálico que tenga el menor peso posible, asegure una buena resistencia estructural y tenga facilidad de adquisición en el mercado, tomando así la decisión de usar tubería de perfil redondo de aluminio que se usa comúnmente para perfilera de ventanas y otras estructuras diversas en el mercado.

Las características de la tubería de aluminio que se utilizó para la generación de las piezas fueron directamente seleccionadas a partir de las dimensiones establecidas por los diseños preliminares del prototipo. A partir de estas, se estableció el uso de perfilera circular de 1.5 pulgadas de diámetro para la mayor parte de piezas con densidad de 0.55 a 0.72 kg/m lineal y espesor de perfil de 2.15-2.25 mm. Junto a esta tubería también se sumó el uso de una segunda dimensión de perfil, la cual solo se utiliza para dos piezas exclusivas del prototipo, las cuales necesitan un diámetro de 0.5 pulgadas y presentan una densidad de 0.15 kg/m lineal.



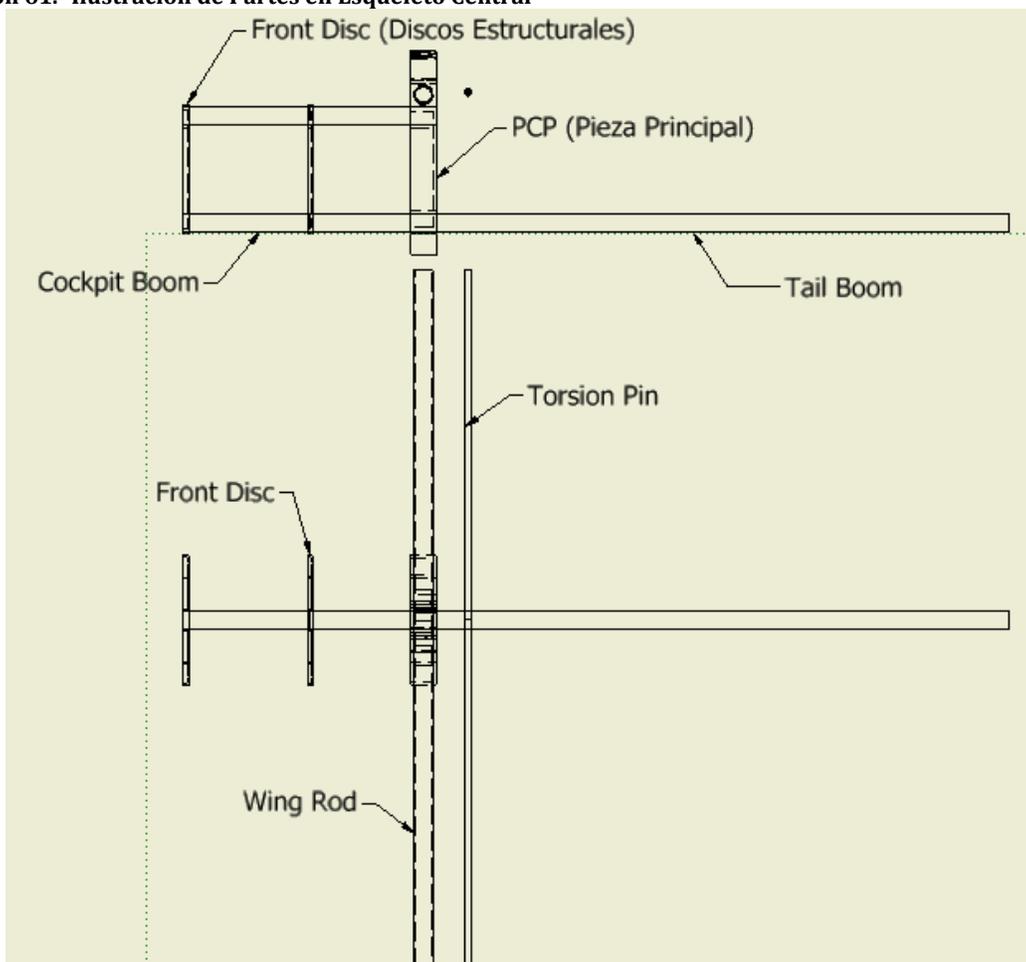
(Tubería de Aluminio, Proyecto Galapagos UAV)

Normalmente este tipo de tubería es provista por la industria en segmentos de longitud total de 6.4 metros por lo cual a partir de las dimensiones de cada pieza este proyecto utilizó una muestra de cada tipo de perfil para obtener las medidas necesarias de cada elemento. Del mismo modo, el proyecto pudo observar que este tipo de perfileras tienen un diámetro referencial de venta pero en realidad sus diámetros reales varían en cierta proporción y no son totalmente uniformes a lo largo de su extensión. Por este motivo, este proyecto tuvo que realizar ciertas operaciones de manufactura para adecuar el material a las dimensiones que necesitaban establecerse en cada elemento.

A continuación se señalarán las piezas que forman parte de la tubería estructural:

- a. **Cockpit Boom:** tubería que conecta los discos estructurales a la pieza central del vehículo
- b. **Wing Rod:** tubería que trabaja como alma principal del ala y permite su unión a la pieza central del vehículo
- c. **Torsion Pin:** tubería adicional de soporte para fuerzas de torsión generadas por el flujo de viento a través del ala
- d. **Tail Boom:** tubería que conecta las superficies aerodinámicas de vuelo con la pieza principal del vehículo

Ilustración 61.- Ilustración de Partes en Esqueleto Central



Las características específicas de cada pieza que se genero a partir de estos dos tipos de perfil están dadas en la siguiente tabla:

**Tabla 12.- Pesos de Tubería Estructural**

<b>Parte</b>	<b>Tipo de Perfil</b>	<b>Diámetro Externo</b>	<b>Diámetro Alma</b>	<b>Longitud Tubo</b>	<b>Longitud Alma</b>	<b>Peso Total</b>
Cockpit Boom Simple	Circular 1.5 in	38.7 mm	-	508 mm (20 in)	-	236 g
Cockpit Boom con union	Circular 1.5 in	38.7 mm	34 mm	508 mm (20 in)	70 mm	454 g
Tail Boom	Circular 1.5 in	38.7 mm	-	1278 mm (50.3 in)	-	920 g
Wing Rod Simple	Circular 1.5 in	38.7 mm	-	700 mm (27.56 in)	-	504 g
Wing Rod con union	Circular 1.5 in	38.7 mm	34 mm	700 mm (27.56 in)	70 mm	566 g
Torsion Pin Simple	Circular 0.5 in	12.9 mm	-	700 mm (27.56 in)	-	88 g
Torsion Pin con union	Circular 0.5 in	12.9 mm	10.6 mm	700 mm (27.56 in)	70 mm	97 g

Como puede observarse estas son todas las piezas que conforman la tubería estructural del prototipo. De ellas existen partes simples, las cuales comprenden solamente un segmento de tubo con su longitud determinada; y partes con unión que son aquellas que contienen una especie de alma en forma de cilindro solido que tiene la mitad de su longitud sujeta con apriete a uno de los extremos de la parte y la otra mitad de manera saliente para permitir la conexión tipo junta concéntrica con otro elemento de la tubería. Todos estos retazos de alma están formados a partir de ejes cilíndricos de grilon. Esta extremidad de tipo alma utilizada en la tubería tiene diferentes funcionalidades específicas según la pieza donde este localizada. Estas características son parte

de los procesos de ensamblaje de las piezas por lo cual serán descritas posteriormente en un subcapítulo que desarrolle este tema.

### Procesos de Manufactura:

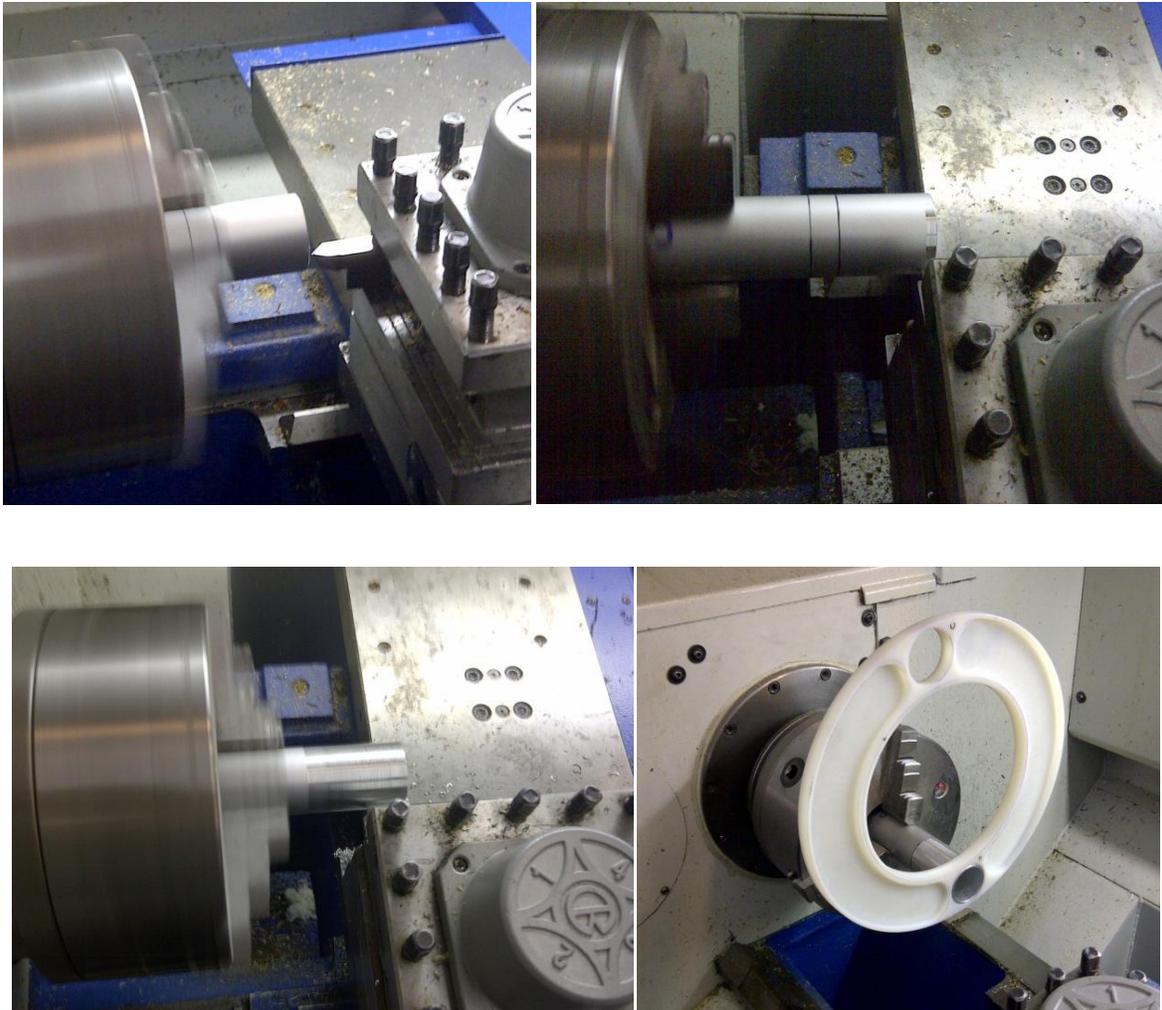
Como fue mencionado anteriormente la elaboración de estas piezas se produjo a partir del corte principal de la perfilería original de 6.4 metros de longitud en piezas de menor tamaño con las características anteriormente señaladas de longitud. Para este proceso el proyecto utilizó herramientas de corte como sierras de tipo eléctrica y manual para generar los segmentos de este material.



**Ilustración 62.- Corte de tubería estructural de aluminio: Proyecto Galapagos UAV**

Posteriormente a la realización de los cortes, este proyecto aseguró la inexistencia de puntas o superficies cortantes mediante un proceso de mecanizado en torno donde se refrentó la cara del corte y se generó superficies totalmente planas para la posible unión de juntas entre las diferentes piezas. A este proceso se sumó un procedimiento de mecanizado tipo cilindrado en ciertas secciones de la tubería ya que se necesitaba disminuir el diámetro del perfil para permitir

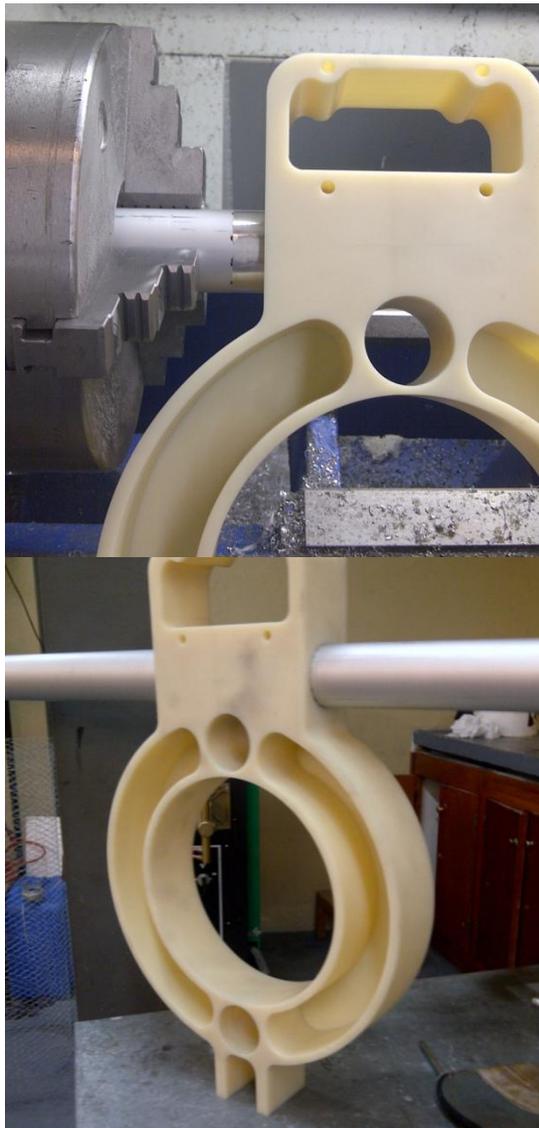
el embonamiento correcto de estas partes en los orificios de conexión presentados tanto por los discos estructurales como por la pieza principal de la estructura del prototipo.



**Ilustración 63.- Torneado de tubería estructural: Proyecto Galapagos UAV**

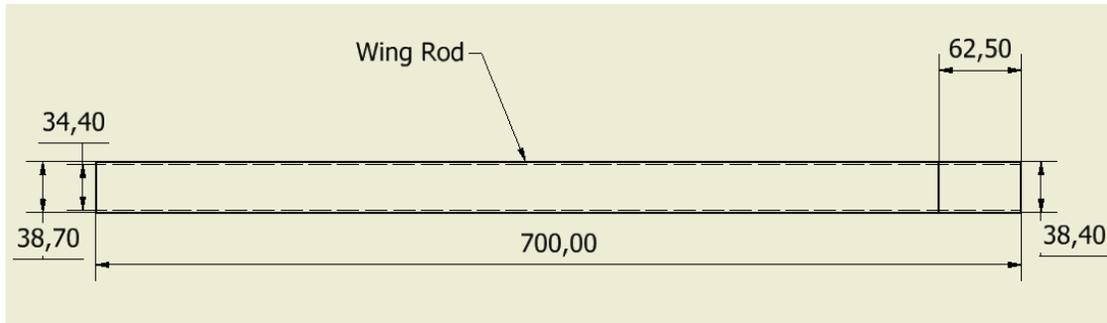
El cilindrado de la tubería estructural se realizó en las dos piezas tipo cockpit boom y en las dos piezas tipo wing rod. En estos cuatro elementos se redujo el diámetro de la tubería de 38.7 mm a 38.4 mm, pero las distancias de cilindrado fueron diferentes según los dos tipos de piezas. En el caso de los wing rods el cilindrado se realizó en una distancia de 62.5 mm de avance desde un solo extremo del tubo para que esa punta sea la que pueda embonarse en los

orificios que sujetan las alas de la pieza principal del prototipo. Por otro lado, en los cockpit booms se realizo el cilindrado de dos maneras distintas: de un lado de la tubería el cilindrado se realizo en 2 pulgadas o 51 mm de avance desde el extremo del tubo para que esa sección pueda embonarse en el orificio de la pieza principal; por el otro lado de la pieza el cilindrado se realizo en 10 pulgadas o 254 mm del tubo para que los discos estructurales puedan ser deslizados con facilidad hasta la ubicación final de los mismos a lo largo de cada cockpit boom.

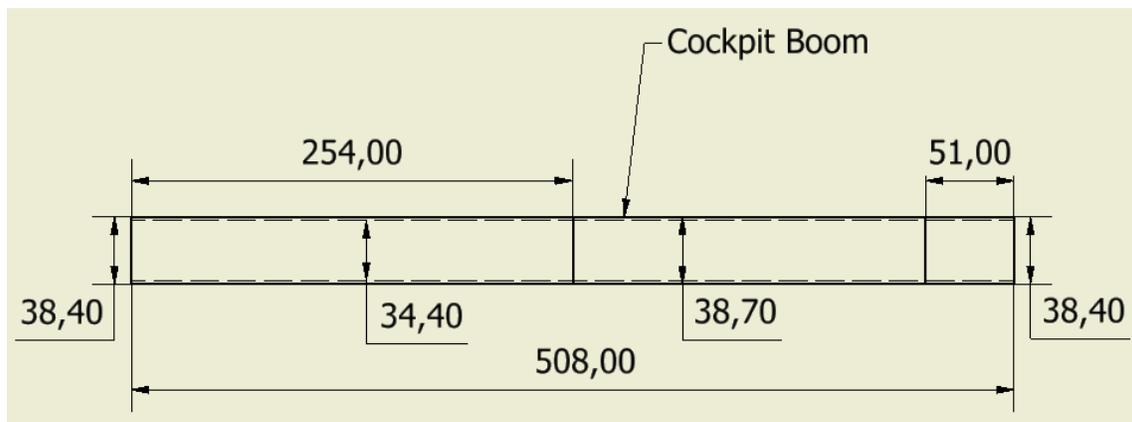


**Ilustración 64.- Embonamiento de tubería en piezas estructurales: Proyecto Galapagos UAV**

Para una mejor observación de las características obtenidas por el mecanizado se ilustrara a continuación cada una de estas piezas:



(Ilustración de dimensiones Wing Rod; Proyecto Galapagos UAV)

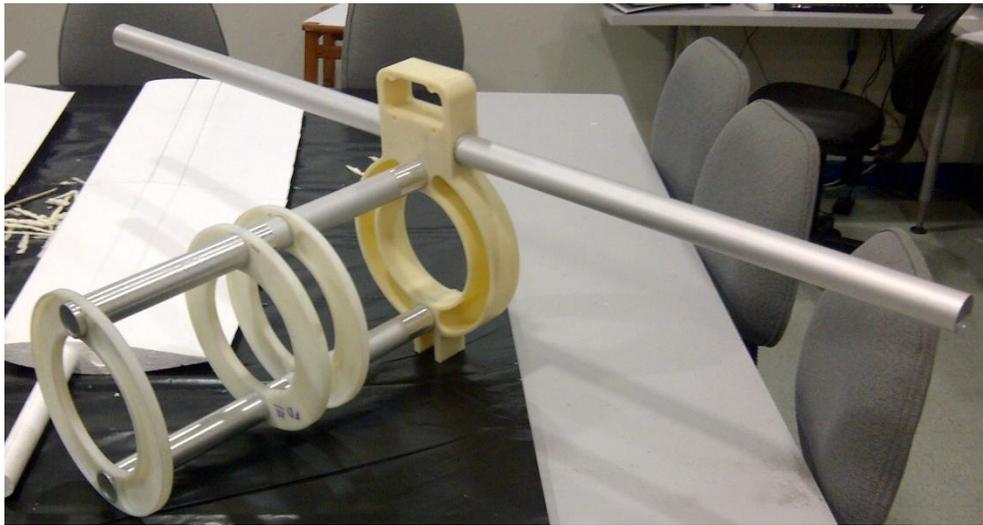


(Ilustración de dimensiones Cockpit Boom; Proyecto Galapagos UAV)

Las operaciones de mecanizado referentes a estas piezas como son el cilindrado y torneado fueron realizadas mediante el uso del torno semiautomático. La velocidad de giro de las piezas para el mecanizado fue establecida a 600 rev/min y el avance de corte utilizado fue de 0.5 mm de profundidad. Estas características de mecanizado permitieron evitar problemas de embotamiento y daño superficial por sobrecalentamiento del material; de la misma manera, generaron características altas de calidad en el acabado de cada pieza.



**Ilustración 65.- Tubería embonada en sus piezas estructurales del prototipo: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 66.- Tubería embonada en sus piezas estructurales del prototipo: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 67.- Wing Rods y Torsion Pins embonados en alas: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 68.- Tail Boom conectado con piezas de la cola: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 69.- Tubería conectando alas, cola y piezas del prototipo: Proyecto Galapagos UAV**

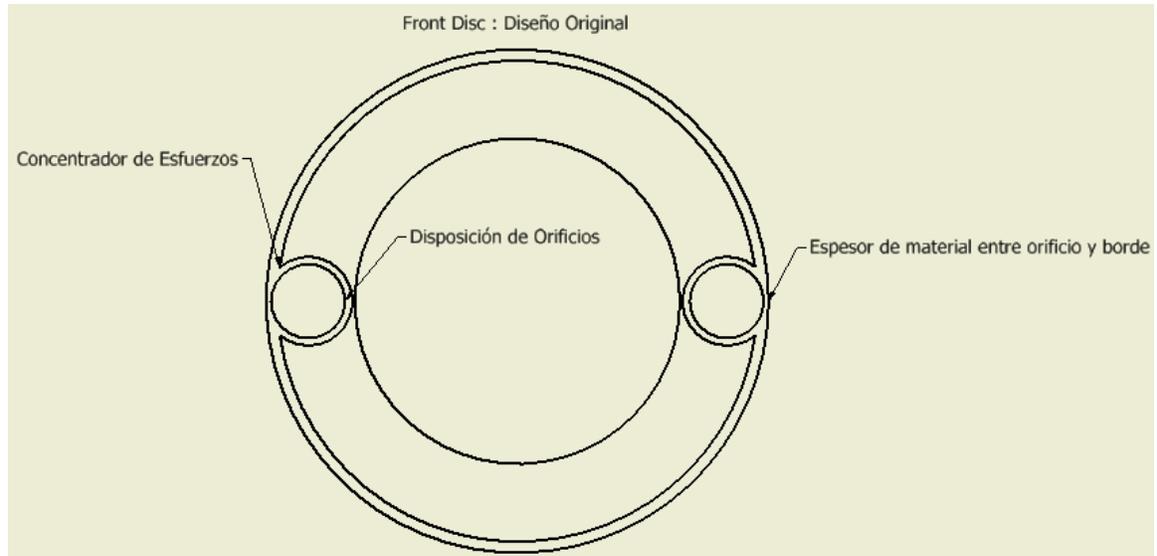
Todos los planos mecánicos y estructurales de estas piezas pertenecientes al grupo de tubería estructural junto con sus respectivas indicaciones de mecanizado serán presentados en los anexos de este documento.

#### 4.1.1.2. Costillas o Discos Estructurales – Front Discs

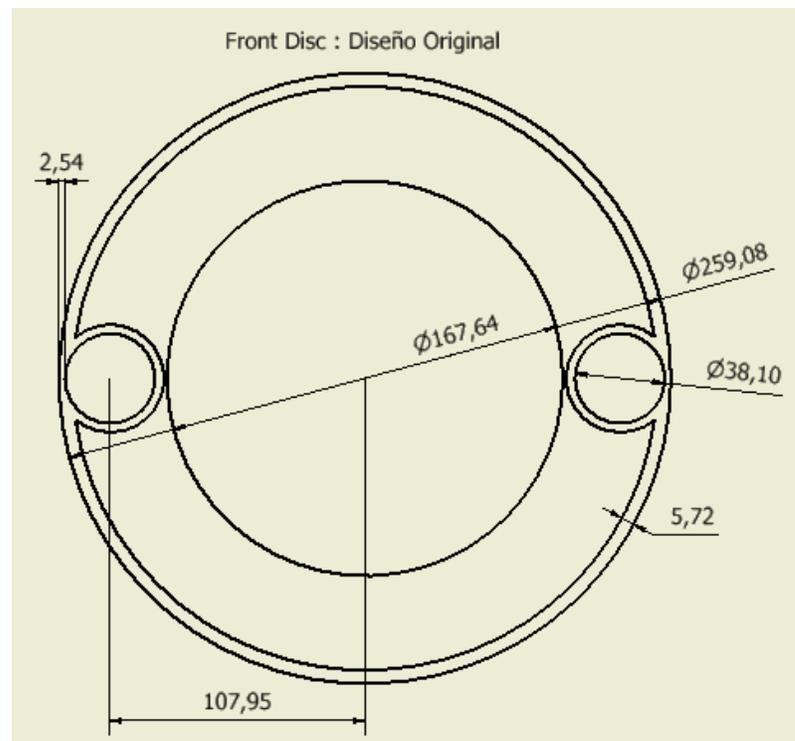
Las costillas o discos estructurales comprenden las piezas o partes del avión que permiten generar la estructura cilíndrica frontal en el modelo del prototipo, es decir, son las partes transversales al eje central del vehículo que generan el molde exterior del esqueleto y a su vez el diseño del fuselaje. Normalmente, esta clase de partes no son muy utilizadas en este tipo de vehículos ya que representan un peso extra dentro del avión según la cantidad de piezas que sean colocadas en el esqueleto. De esta manera, es común que el fuselaje este elaborado en forma de un monocasco solido completo pero para permitir la característica de un prototipo totalmente modular y darle una mejor estructura mecánica al avión, este proyecto decidió implementar el uso de este tipo de costillas en la manufactura del vehículo. Aprovechando el diseño que presentan estas costillas, estas piezas cumplen otras funciones dentro del prototipo y estas se relacionan directamente con los componentes internos que irían dentro del avión. Estas funciones tienen que ver directamente con la organización y la sujeción tanto del tanque de gasolina como del sistema de componentes electrónicos que deben ser colocados dentro del vehículo.

Para la manufactura de esta pieza el proyecto trabajo conjunto al diseño de la misma para alterar ciertas características que no fueron tomadas en cuenta anteriormente. Entre estas características resaltan principalmente detalles de espesores en zonas de mecanizado, existencia de concentradores de esfuerzos en diversas posiciones y facilidad de mecanizado en su totalidad. De esta manera, a continuación se resaltarán ciertas características evaluadas en el primer diseño presentado para esta pieza y como este proyecto desarrolló una evolución del mismo hasta llegar al diseño final para su manufactura.

Ilustraciones del plano original de diseño elaborado para la manufactura de la pieza y señalamiento de características que debían tomarse en cuenta para su construcción:

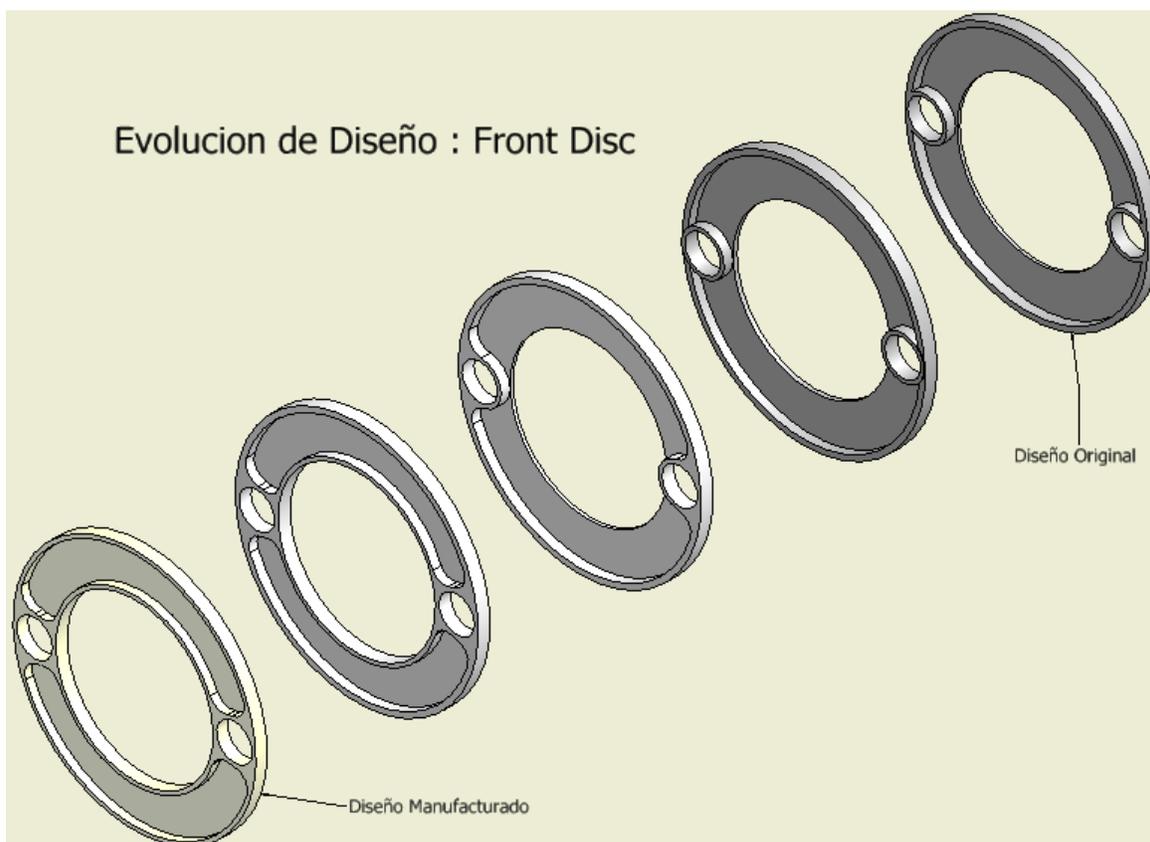


**Ilustración 70.- Exposición de Fallas en Diseño Preliminar del Front Disc**



**Ilustración 71.- Plano original de diseño del Front Disc: Proyecto Galapagos UAV**

En base a estas observaciones, este proyecto de manufactura planteo la disposición de nuevas características de diseño en la pieza, utilizando acabados de manufactura de mejor calidad como es el uso de filetes en esquinas de concentración de esfuerzos, mejores disposiciones espaciales de espesores y orificios de perforación y otras características que llevaron a generar una evolución total de la pieza. Esta evolución se demostrar en la siguiente ilustración:

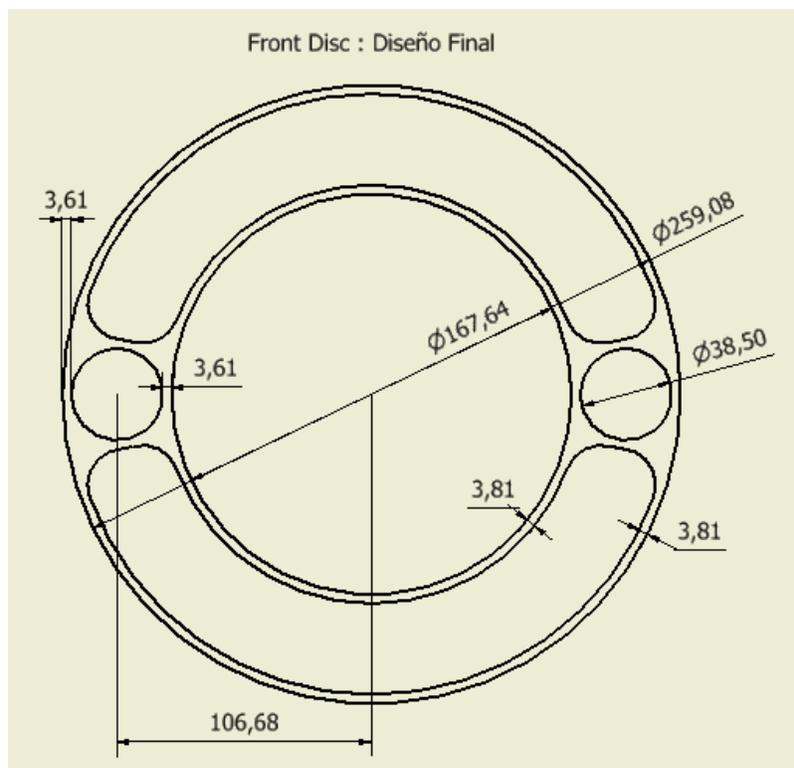


**Ilustración 72.- Evolución del diseño del Front Disc: Proyecto Galapagos UAV**

Como puede observarse en estas ilustraciones los principales cambios que se determinaron progresivamente gracias a este proyecto fueron dados por: la disposición de los orificios con referencia al centro de la pieza y al centro del ancho de material, para asegurar que

cuando se realice el embonamiento de tuberías en los mismos, el espesor no pueda fallar y generar fractura en esa posición; la existencia de filetes para la desaparición de concentradores de esfuerzos en puntos de mecanizado; y por último, la generación de un borde no tomado en cuenta anteriormente en el diámetro interno de la pieza, para utilizar este espesor de material como aporte de sujeción para los objetos que se colocaran dentro del vehículo.

Ilustración del plano final de manufactura para la elaboración de la pieza:



**Ilustración 73.- Plano final de diseño del Front Disc: Proyecto Galapagos UAV**

En este plano puede observarse que características originales de diseño como son diámetro externo y diámetro interno de la pieza nunca fueron alterados, pero se manifiesta un cambio en el diámetro de las perforaciones de orificios debido a las dimensiones del material utilizado para la tubería estructural del prototipo.

Para la manufactura de esta pieza, el proyecto hizo una evaluación de diferentes tipos de materiales que podían utilizarse en la producción. Para esta elección de material las características principales que se tomaron en cuenta fueron una resistencia mecánica alta en el material y característica de peso liviano, por lo cual se decidió realizar la manufactura de la pieza en dos tipos de materiales: la una posibilidad era en aluminio como material metálico liviano y de alta resistencia, o en grilon como material poliamida de buena resistencia mecánica, ligero y de fácil mecanizado.

Debido al costo de producción por el espesor, dimensiones de la pieza y cantidad de piezas necesarias para la producción se decidió seleccionar el uso de grilon para la manufactura. Ratificando así propiedades estructurales y mecánicas necesarias que debe cumplir la pieza, facilidad de trabajo y mecanizado para la elaboración de la misma, costos relativamente bajos de producción, y por último, satisfacción de exigencias ambientales que podría sufrir el material por salinidad ambiental y tendencia a corrosión. El material utilizado para la manufactura de estas piezas tiene como nombre técnico Nylon PA6 – Ertalon pero también es conocido mayormente como grilon en el mercado y la industria. Sus especificaciones técnicas y estructurales son:

**Tabla 13.- Propiedades Nylon PA6 - Ertalon**

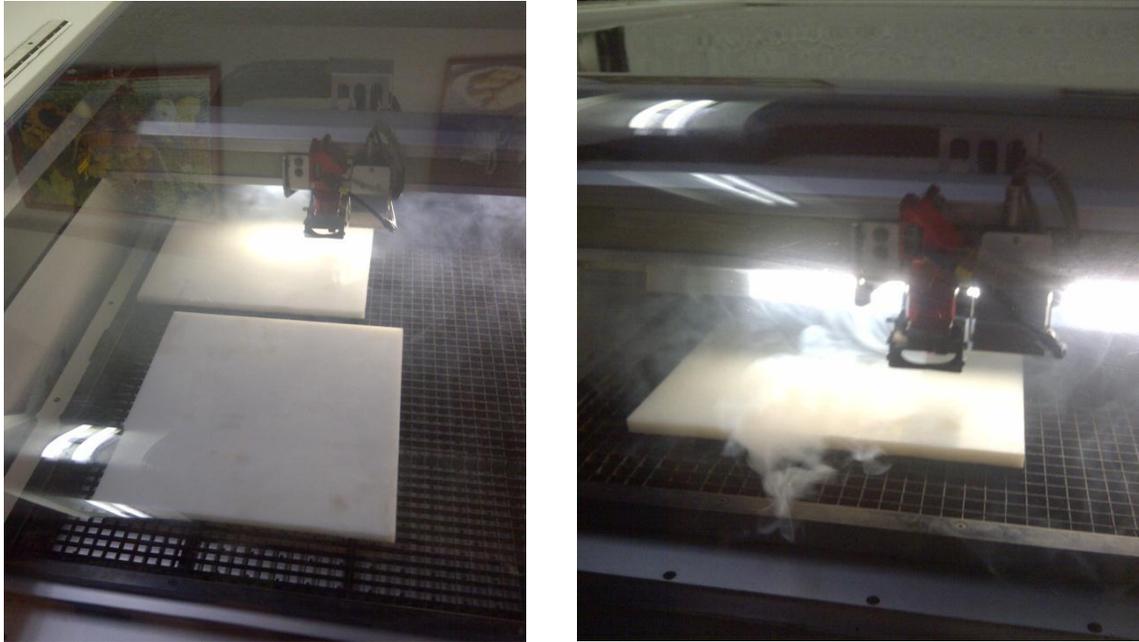
<b>Material</b>	<b>Densidad</b>	<b>Temp. Fusión</b>	<b>Modulo de Elasticidad</b>	<b>Esfuerzo Fluencia</b>	<b>Esfuerzo Fractura</b>	<b>Esfuerzo Ultimo</b>
Nylon PA6 Ertalon	1.14 g/cm <sup>3</sup>	213° C	1.84 GPa	44.1 MPa	63.7 MPa	55 MPa

(“Propiedades Plásticos”)

#### 4.1.1.2.1. Proceso de Manufactura de Front Discs

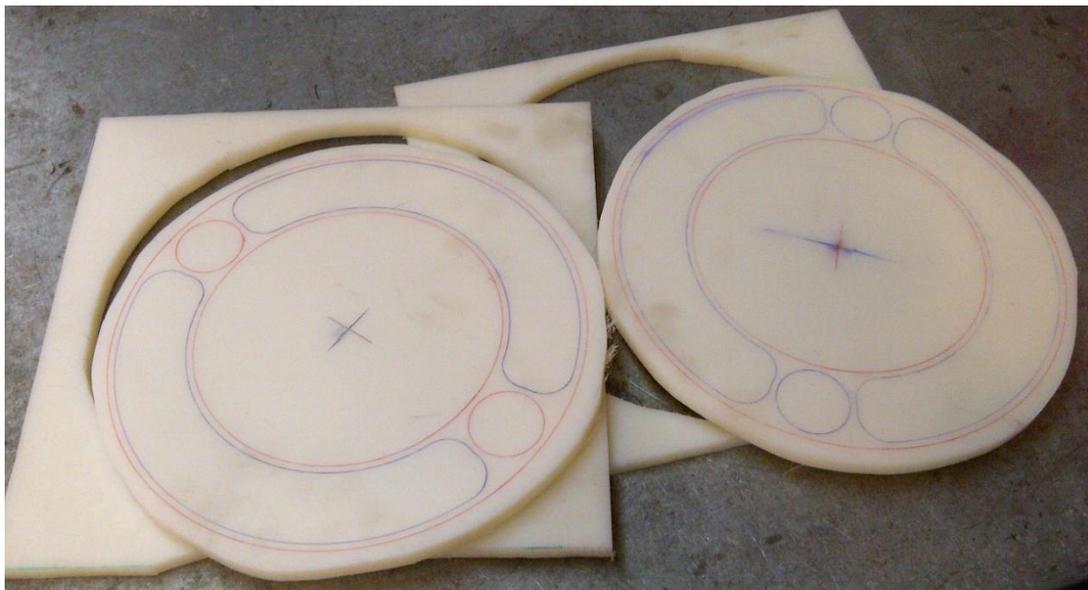
Para el proceso de elaboración y manufactura de esta pieza, este proyecto analizó dos posibilidades de producción en las cuales la diferencia principal eran los costos de las mismas. Estas dos posibilidades de producción referían tanto a un mecanizado manual desarrollado por la persona encargada del proyecto o un mecanizado totalmente automático mediante el uso de Tecnología CNC de una empresa particular, que incrementaba el costo de producción en un 65% del costo referente al mecanizado manual. Del mismo modo al mecanizar manualmente se iba a desarrollar el proceso de manufactura en las instalaciones de la Universidad para así permitir la continua producción de este tipo de piezas en un futuro.

Una vez aceptada la posibilidad de realizar un mecanizado manual para la elaboración de las piezas, este proyecto consiguió la cantidad de material necesario tomando en cuenta que la industria ecuatoriana presenta este material en dimensiones referenciales al sistema métrico por lo cual se realizó otro cambio en el diseño de la partes. Este cambio fue disminuir el espesor de la pieza de 1.5 pulgadas o 12.7 mm a un espesor exacto de 12 mm que presenta el grilon en forma de plancha en el mercado, disminuyendo de la misma manera en cierta proporción el peso que hubiesen presentado estos elementos. Aceptado este cambio, el proyecto decidió utilizar retazos de material de 30 x 30 cm de área para evitar el desperdicio del mismo durante el mecanizado. Posteriormente este proyecto pensó una manera de facilitar el proceso de mecanizado manual implementando una guía o trazado referencial del plano de la pieza en el material. Por lo cual mediante el uso de gravado laser se hizo el bosquejo de todo el trazado de la pieza en cada uno de los retazos cuadrados consiguiendo una guía exacta de las posiciones por donde deberían realizarse cualquier proceso de mecanizado.



**Ilustración 74.- Gravado laser del diseño Front Disc en Ertalon 12mm: Proyecto Galapagos UAV**

Posteriormente a este gravado se corto el exceso de material existente en las puntas de los retazos cuadrado mediante el uso de una sierra eléctrica de pedestal para de esta manera tener elementos a mecanizar con una forma mucho más parecida al diseño circular de la pieza final.



**Ilustración 75.- Eliminación de bordes extras de Ertalon 12 mm: Proyecto Galapagos UAV**

Considerando las operaciones de mecanizado y acabados que deberían realizarse en el material, este proyecto comenzó con el desarrollo de la forma circular exterior de todas las piezas. Para lograr este objetivo, se utilizó el centro marcado por el grabado del material para colocar un eje que pueda servir como sujeción central del elemento y así pueda ser manipulado por cualquier tipo de mandril sea de un torno o de una fresadora. Teniendo esta parte de sujeción

acoplada, el material fue colocado en el torno semiautomático de mecanizado del taller de la USFQ y mediante un proceso de cilindrado se fue desbastando el material del borde hasta conseguir la forma circular perfecta que necesitaba el cuerpo. Este proceso de mecanizado se realizó a una velocidad de trabajo creciente de 100 a 600 rev/min, esto se debió a que en un principio el material no tenía los bordes uniformemente cortados y dependía de la destreza del operador del torno controlar el avance de la cuchilla de corte para asegurar un buen mecanizado. Para evitar el desbalance de la pieza y un acabado circular uniforme fue necesario el uso del contrapunto del torno para así asegurar el giro del material sin variación alguna. Este material es de alta maquinabilidad por lo cual no hubieron problemas de sobrecalentamiento o deformación de ninguna de las piezas.



**Ilustración 76.- Pieza Inicial para elaboración de Front Discs: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 77.- Proceso de Torneado de Front Discs: Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 78.- Front Discs después de torneado externo: Proyecto Galapagos UAV**

Después de terminar este proceso en los elementos, se analizó como podrían realizarse el resto de mecanizados en las piezas y se determinó que la manera más factible y menos complicada para realizar tanto el vaciado lateral como la perforación de los dos orificios excéntricos era mediante el uso de una fresadora. Debido a las dimensiones de los espacios que se precisaban mecanizar, se dedujo que el proceso iba a implicar una destreza absoluta del operador para que el desbaste de material se realice totalmente dentro de las aéreas indicadas. Este motivo llevo a buscar una alternativa para el proceso y se planteo que para facilitar el trabajo se trataría de realizar el mecanizado directamente con una herramienta que tenga las dimensiones aproximadas al área que se deseaba realizar. De esta manera se busco en el mercado una fresa frontal de 38 mm de diámetro para realizar el trabajo y gracias a la variación que puede

tener el área de desbaste por el giro de la herramienta se conseguiría el mecanizado perfecto de las piezas.

Consecuentemente con la adquisición de esta herramienta de corte se produjo una nueva complicación en el trabajo, puesto que relativamente al diámetro de mecanizado de 38 mm de la fresa su zona de sujeción también tiene un diámetro roscado de 30 mm y la capacidad de sujeción de la fresadora del taller mecánico de la universidad no supera un diámetro en las boquillas de 25 mm. A raíz de esto, se tuvo que presentar una nueva solución para esta parte del proyecto y se genero un acoplamiento que pueda ingresar a la boquilla de 25 mm de la fresadora y tenga en el otro sentido un orificio roscado que pueda sujetar la fresa para su funcionamiento. El mecanizado referente a esta pieza de acoplamiento será descrito más adelante en esta misma sección.



**Ilustración 79.- Fresa con acoplamiento montada en maquina herramienta fresadora: Proyecto Galapagos UAV**

Una vez acoplada la herramienta de corte a la fresadora, se utilizó un mandril giratorio acoplado a la mesa de esta máquina para colocar las piezas de manera perpendicular a la línea horizontal de trabajo. De esta forma la extensión de la herramienta no sería un inconveniente ya que también tuvo que posicionarse la fresa paralela a la mesa de la máquina debido a la extensión longitudinal generada por el acoplamiento y la misma dimensión de la fresa. Posteriormente a la colocación de cada elemento en este mandril, se posicionó la ubicación correcta de la fresa en el área de vaciado de las piezas y a una velocidad de giro de 140 a 75 rev/min de la herramienta se comenzó a realizar el mecanizado.

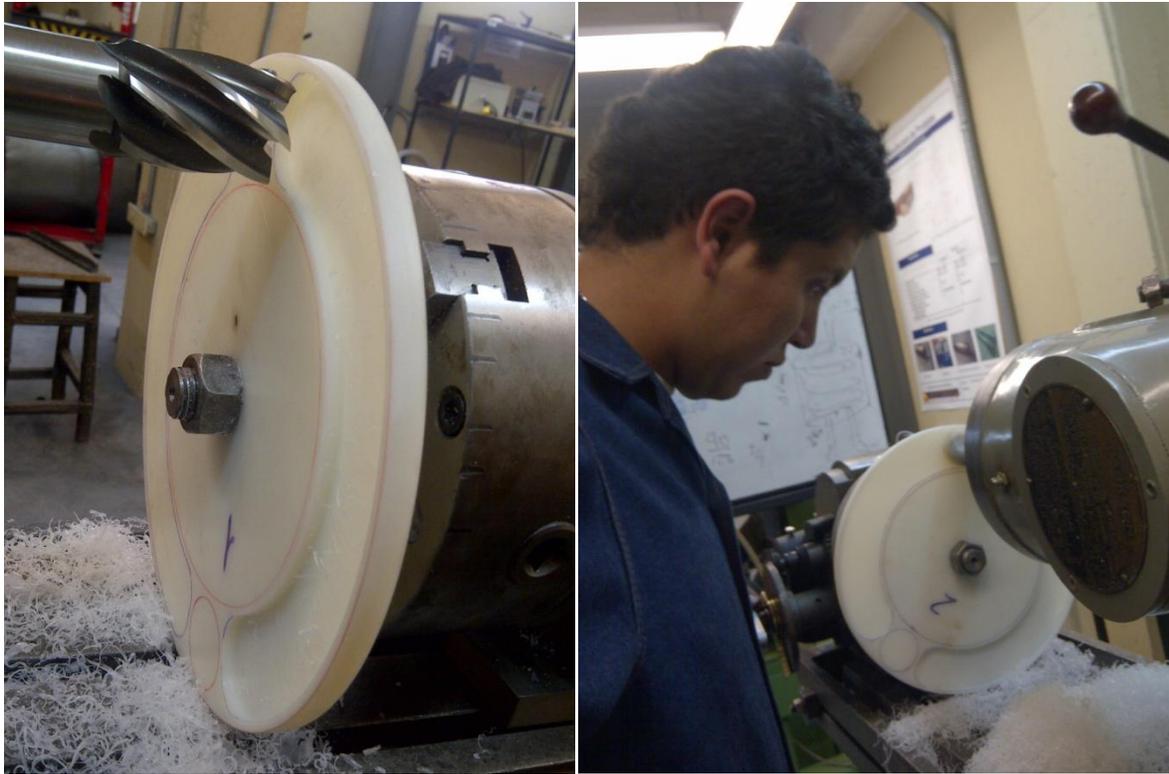


**Ilustración 80.- Alineación de discos con herramienta de corte: Proyecto Galapagos UAV**

Para el mecanizado, la cantidad de avance se mantuvo de 0.5 a 0.75 mm de profundidad en cada pasada para evitar el sobrecalentamiento y atoramiento de la herramienta en el material, puesto a que cada pasada tenía que manipularse el mandril para que el giro del mismo realice el vaciado en forma periférica como estaba marcado en el material. La profundidad de vaciado mínima que debía alcanzarse en cada una de estas piezas era de 6 mm para permitir una disminución considerable en su peso y la máxima no podía superar los 8 mm para no debilitar demasiado la pieza de manera estructural con su borde externo. Para realizar este proceso se estimó el vaciado de cada sección en 8 a 9 pasadas las cuales se iba controlando la profundidad de desbaste con el uso de un calibrador.



**Ilustración 81.- Vaciado de sección lateral en disco estructural; Proyecto Galapagos UAV**

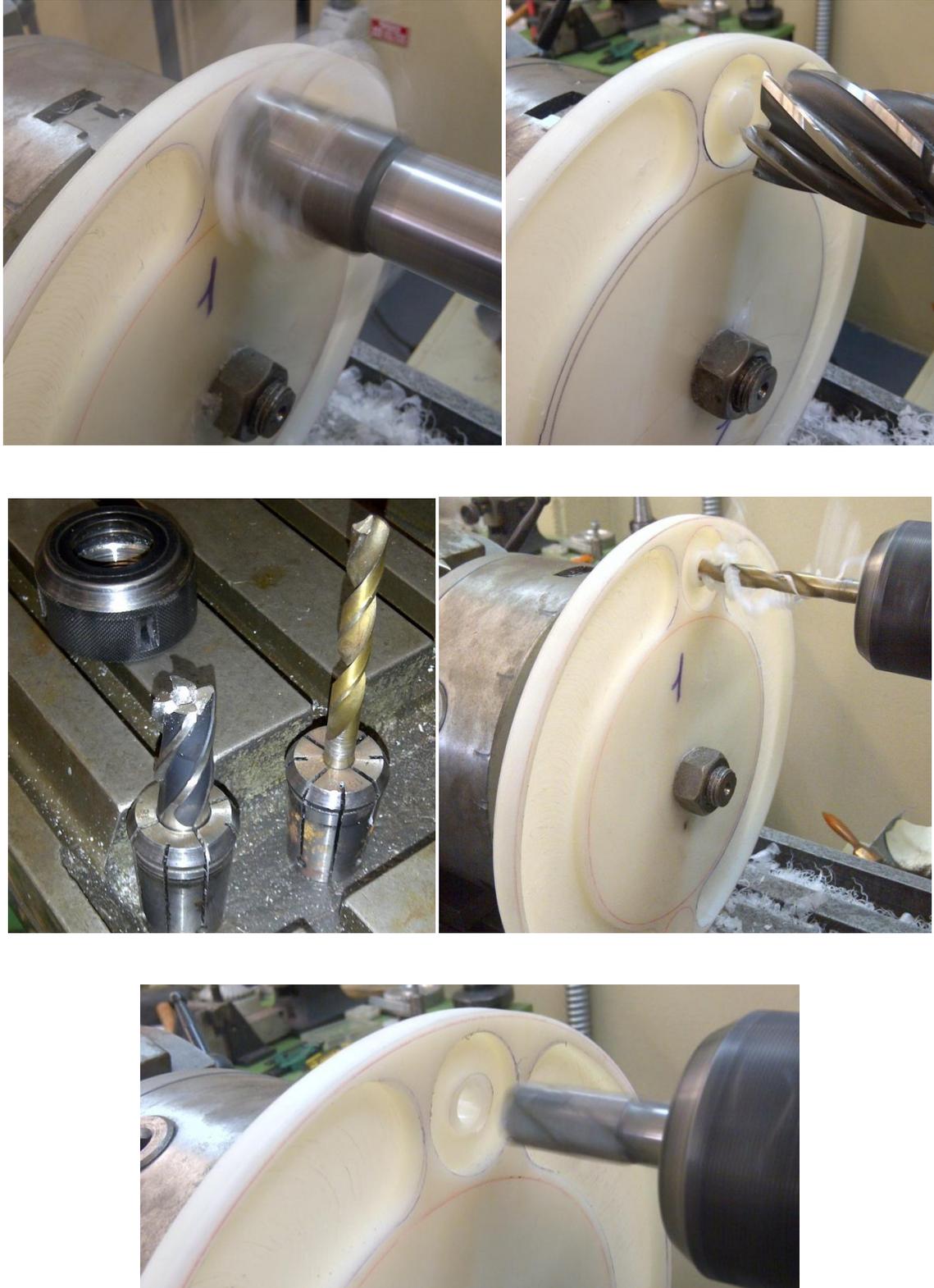


**Ilustración 82.- Vaciado de las secciones laterales de los discos estructurales; Proyecto Galapagos UAV**

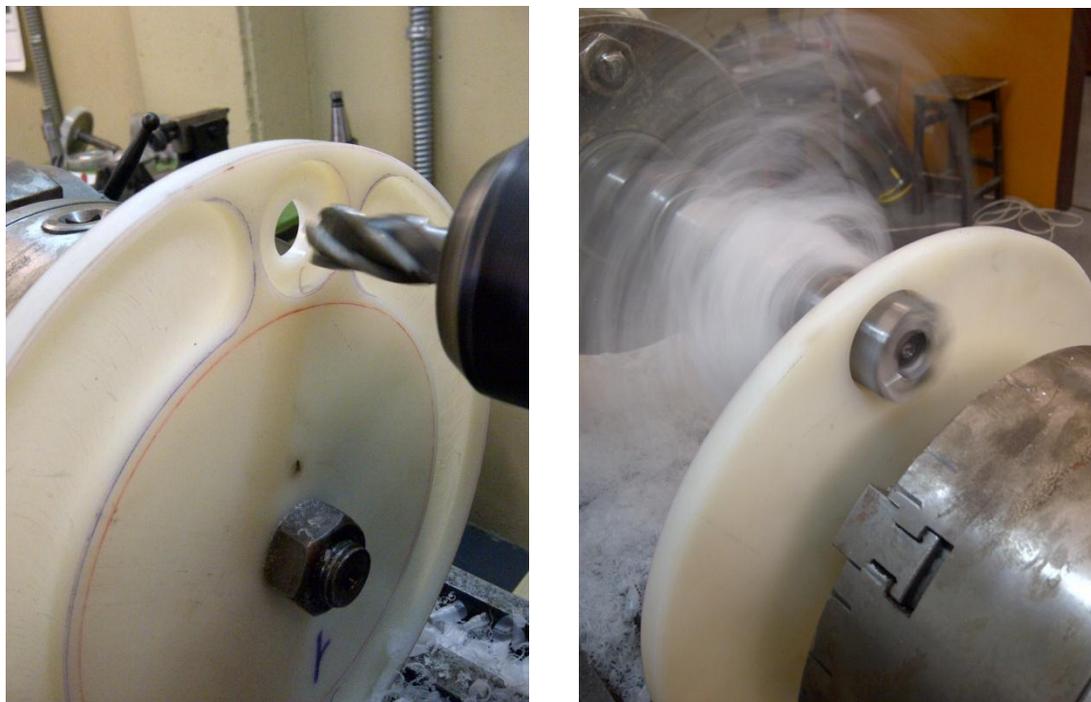


**Ilustración 83.- Vaciado de las secciones laterales de los discos estructurales; Proyecto Galapagos UAV**

Después de realizar el vaciado de las dos secciones en cada uno de los elementos, estos se mantuvieron sujetos en el mandril para no perder la posición periférica de la fresa y se colocó la misma en la posición de los orificios para comenzar a realizar su perforación. Ya que esta herramienta posee una sección central sin zona de corte el proceso de mecanizado tuvo que alterarse para realizar la perforación de estos orificios. De esta manera se comenzó a realizar un proceso de taladrado con una broca de 10 mm en el centro del orificio donde existía material sobrante de la fresa. Este taladrado se realizó mediante el uso de la misma fresadora con una boquilla 9 y luego se amplió el orificio con una fresa frontal de 18 mm y una boquilla 16. Así esta parte media se eliminó por completo del material y se colocó nuevamente la fresa de 38 mm para completar la perforación de este diámetro. Todo este proceso de mecanizado se realizó en cada uno de los dos orificios de cada pieza sin alterar ningún paso en el procedimiento.



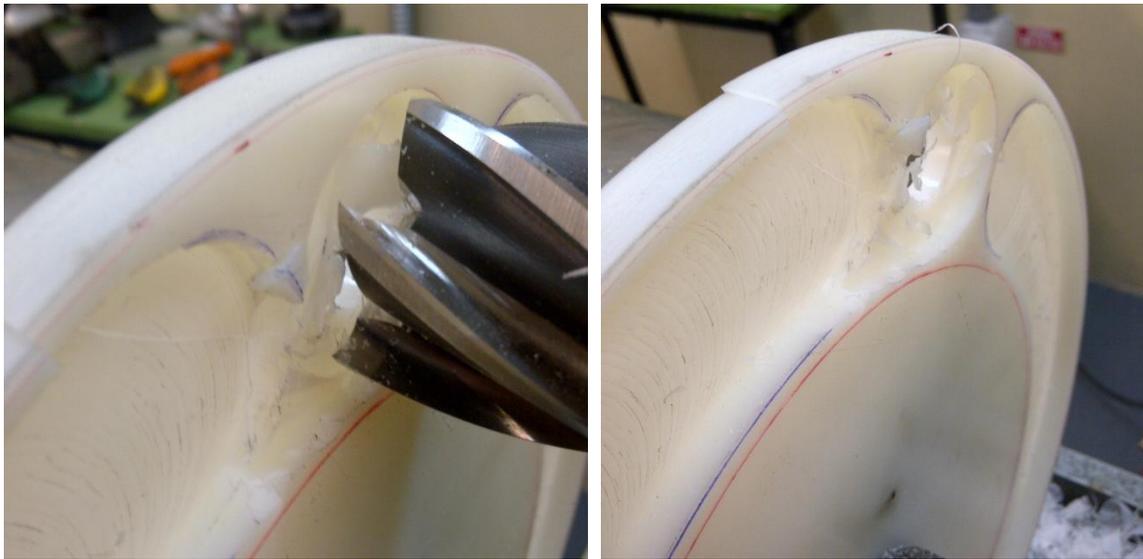
**Ilustración 84.- Proceso de Taladrado para orificios de Front Discs; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 85.- Taladrado y fresado de orificios de los discos estructurales; Proyecto Galapagos UAV**

Durante este procedimiento de taladrado el proyecto tuvo un percance con la elaboración de uno de los últimos orificios en una pieza, ya que durante su desarrollo el mandril sufrió algún movimiento en su ubicación y se produjo la fractura del elemento en el orificio. Por esta razón

tuvo que realizarse todo el proceso completo de elaboración de otro disco estructural asegurándose que siempre todos los elementos de sujeción como pernos y tuercas estén bien apretados antes del trabajo, ya que puede ser que por la vibración generada por el mecanizado, el mandril se haya movido de su posición inicial y se haya generado ese inconveniente en el mecanizado.



**Ilustración 86.- Fractura en uno de los orificios de un disco estructural; Proyecto Galapagos UAV**

Al completar este proceso en un nuevo elemento, el paso final de manufactura de los discos se realizó a partir del torneado interno del material. Este proceso de mecanizado fue realizado en los talleres del Colegio Central Técnico debido a las características de sujeción ya que las piezas no podían acoplarse al mandril del taller mecánico de nuestra Universidad. Esto se produjo ya que el diámetro externo de estas piezas superó la capacidad de apertura del mandril perteneciente al torno y para evitar algún inconveniente en la parte final de la manufactura de estas piezas se prefirió asegurar el procedimiento de trabajo con el uso de una herramienta con mayor capacidad de sujeción.



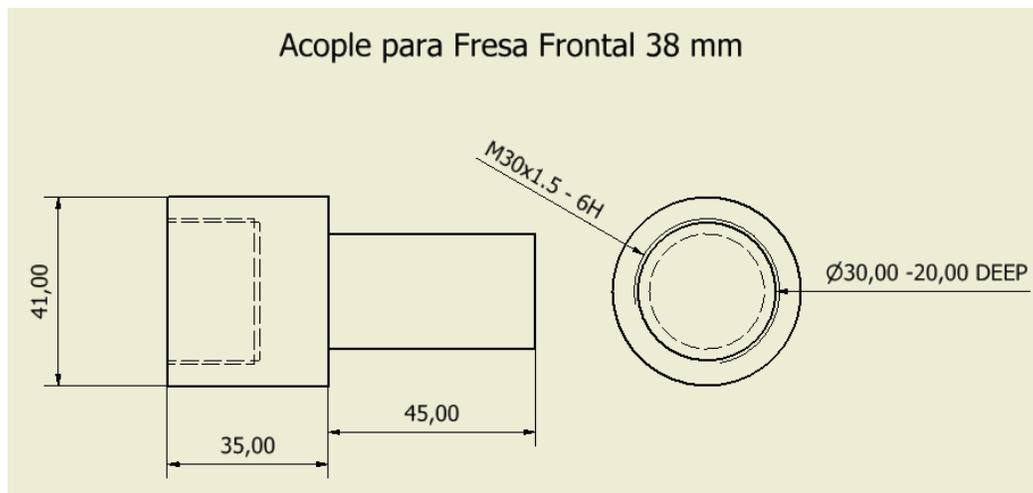
**Ilustración 87.- Discos estructurales antes del torneado interno; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 88.- Manufactura final de Discos estructurales; Proyecto Galapagos UAV**

#### 4.1.1.2.2. Proceso de Manufactura del Acople Fresa Frontal 38mm

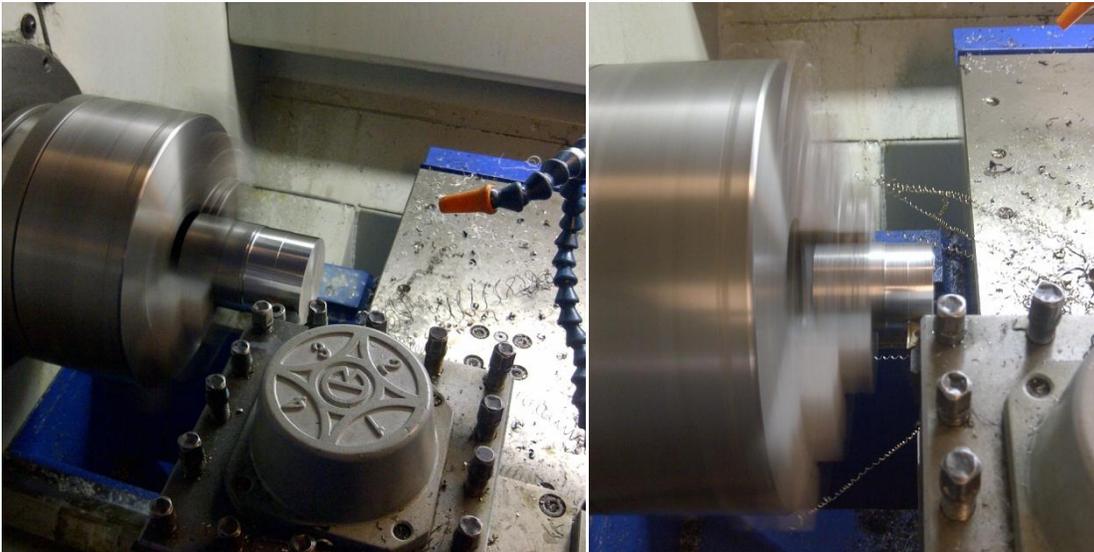
Como fue mencionado anteriormente, esta pieza tuvo que elaborarse para permitir el uso de la fresa de 38 mm en la fresadora del taller mecánico de la universidad ya que el diámetro máximo de boquilla en esta máquina es de 25 mm y esta herramienta de corte tiene una sección de sujeción con rosca de 30 mm. Por esta razón, este proyecto diseño una especie de acoplamiento con una sección positiva cilíndrica y una sección opuesta tipo negativa roscada que conecte la fresa a la boquilla de la máquina herramienta. Para la manufactura de esta pieza se utilizo un pedazo de eje de acero de transmisión de 2 pulgadas o 50,8 mm de diámetro, al cual se lo mecanizo en el torno para darle las siguientes características:



**Ilustración 89.- Diseño de acople para fresa 38 mm; Proyecto Galapagos UAV**

El proceso de mecanizado de esta pieza se realizó partiendo por el cilindrado del eje completo para disminuir el diámetro del mismo hasta 40,8 mm con una velocidad de giro de 500-600 rev/min y un avance de 0.2 de la herramienta de corte por cada pasada. Posteriormente a este proceso, se realizó la perforación céntrica en uno de los extremos de la pieza mediante el uso de brocas consecutivas hasta llegar a una perforación de 1 pulgada mientras la velocidad de

revolución del material se colocó a 55 rev/min. Con la perforación de este orificio, se realizó el agrandamiento del mismo mediante un proceso de cilindrado interno hasta llegar a un diámetro de 30mm, la velocidad de mecanizado fue de 360 rev/min y se logró una profundidad de 20 mm en el elemento.



**Ilustración 90.- Cilindrado externo de eje de acero de transmisión; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 91.- Secuencia de brocas utilizadas para taladrado; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 92.-Taladrado del extremo tipo negativo del acople; Proyecto Galapagos UAV**

Con el orificio agrandado hasta el diámetro de 30 mm requerido por la fresa, se procedió a realizar un roscado interno de 20 hilos por pulgada es decir un paso de 1.27 hasta una profundidad de 18 mm. Este procedimiento de roscado se realizo a una velocidad de 300 rev/min en las primeras pasadas y la final se concluyo a 600 rev/min. Para concluir la elaboración de la pieza se realizo un último cilindrado en el otro extremo del elemento para conseguir la sección positiva mecanizando el material de 40,8 mm a 25 mm necesarios para acoplar esta pieza en la boquilla. Este último proceso de cilindrado externo se lo realizo a 500 rev/min

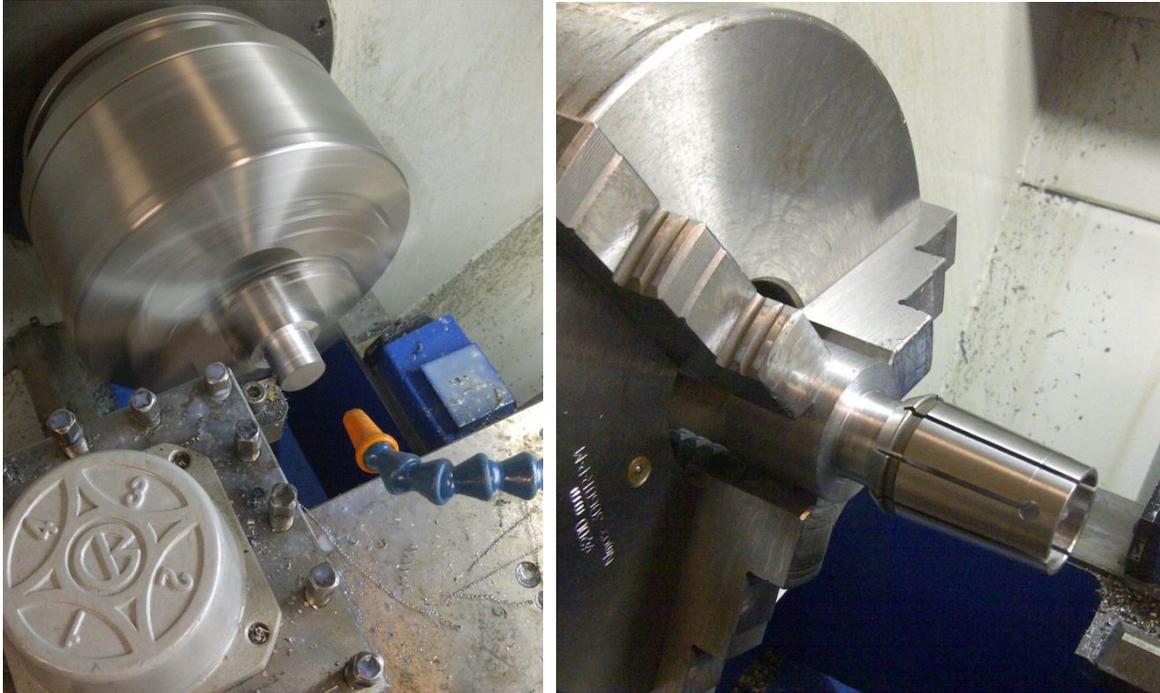
.En el primer acople que se elaboro para este proyecto una de las dimensiones fue mal mecanizada permitiendo un exceso de profundidad en el orificio de la rosca, por lo cual esta llevo a debilitar la parte externa de la disminución de diámetro y provoco una falla en esa sección. Motivo que llevo a mecanizar otra pieza de acople asegurándose de seguir las medidas establecidas anteriormente en el diseño.



**Ilustración 93.- Roscado interno del extremo tipo negativo del acople; Proyecto Galapagos UAV**



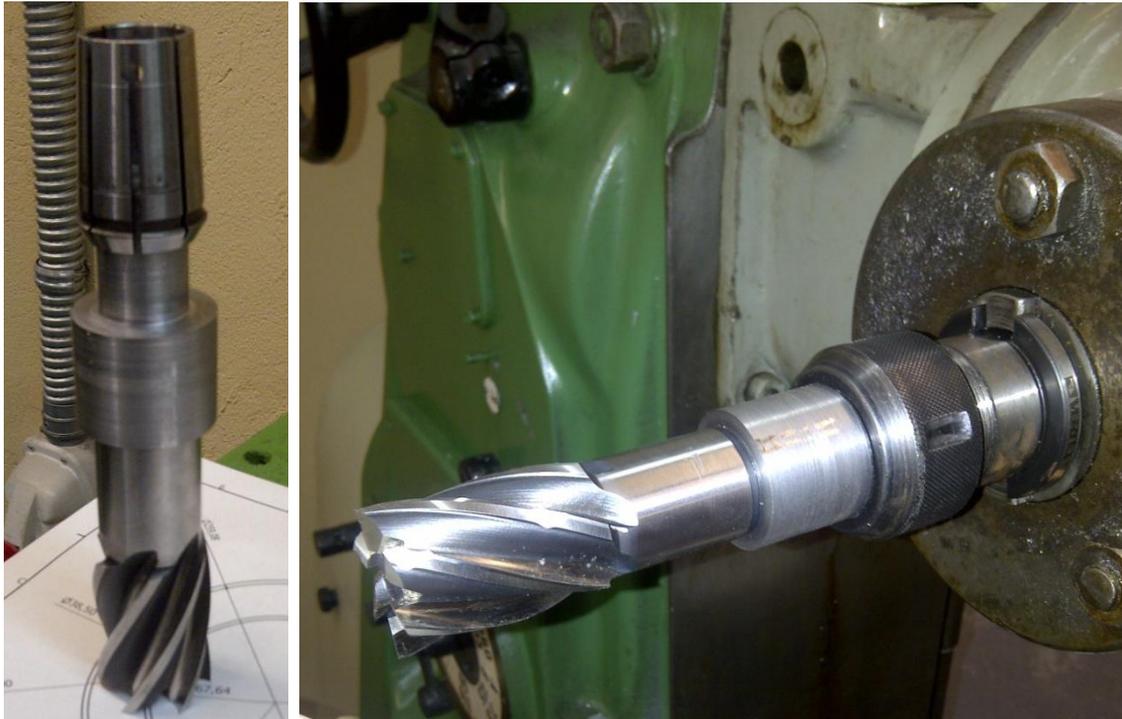
**Ilustración 94.- Prueba del roscado y acoplamiento de la fresa al elemento; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 95.- Cilindrado y acoplamiento a boquilla 25; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 96.- Fractura del primer acople manufacturado; Proyecto Galapagos UAV**

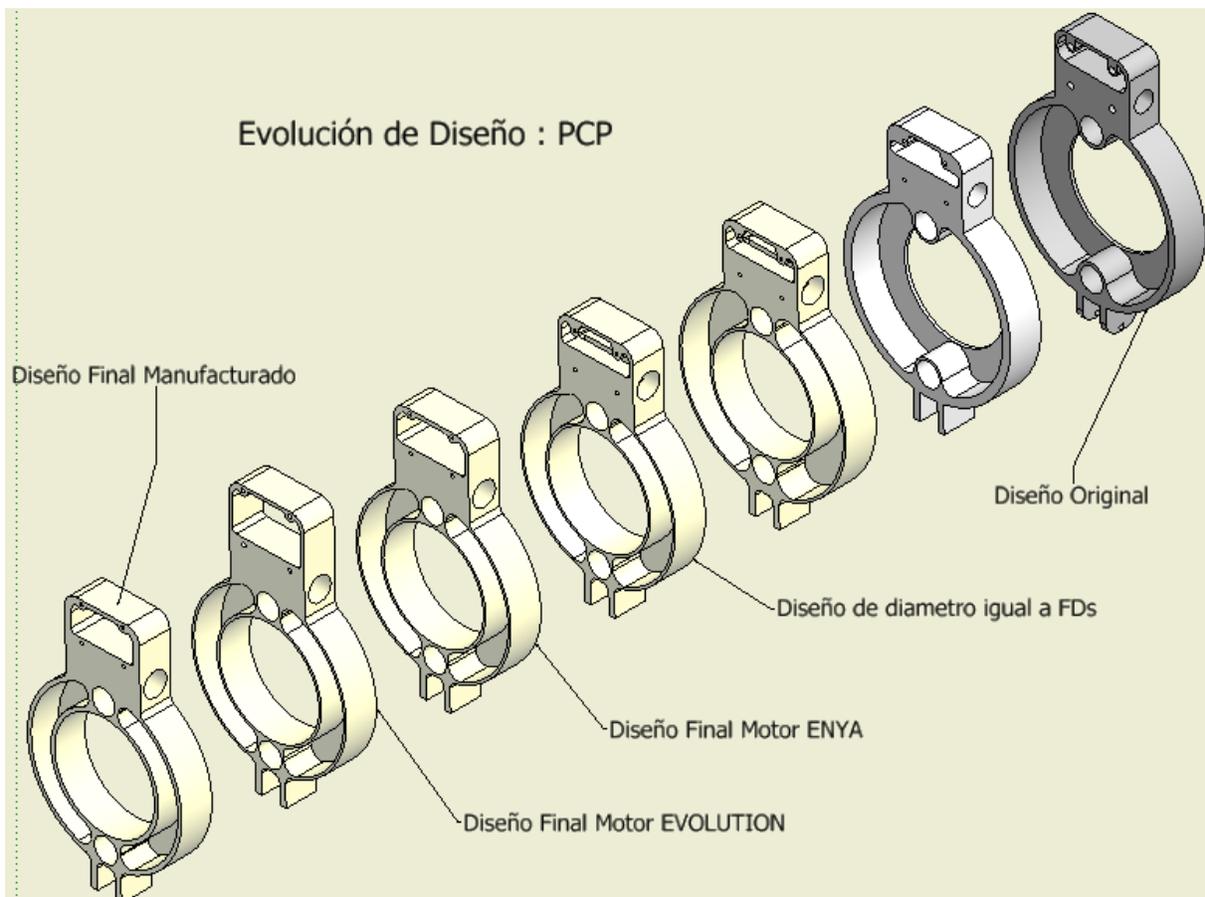


**Ilustración 97.- Manufactura final de acople; Proyecto Galapagos UAV**

Todos los planos mecánicos y estructurales de esta pieza perteneciente al grupo de los discos estructurales y el acople de la fresa junto con sus respectivas indicaciones de mecanizado serán presentados en los anexos de este documento.

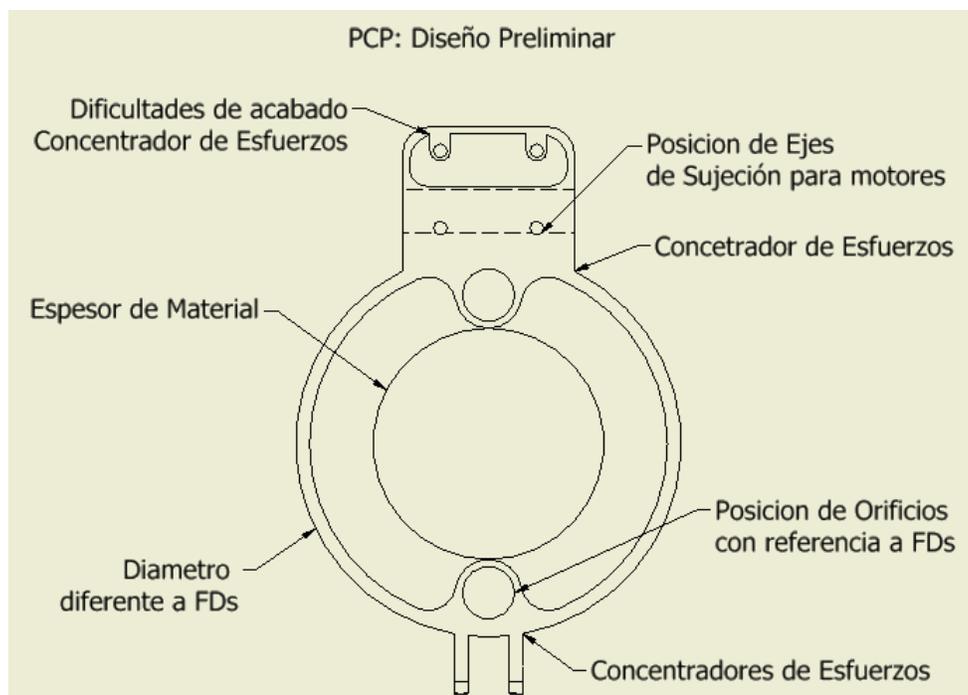
#### 4.1.1.3. Pieza de Soporte Central – PCP

La pieza de soporte central o PCP comprende una de las partes más importantes para la manufactura y construcción del prototipo en su totalidad. Como su nombre lo resalta, esta pieza es la que se encarga de permitir tanto la conexión como la sujeción de todos los componentes generales que tiene tanto la parte estructural del avión como el resto de piezas que comprenden el vehículo. Entre esas partes o componentes que se conectan directamente con esta pieza se resaltan las piezas de superficies aerodinámicas como son alas y cola; generador de potencia o motores; tren de aterrizaje; y por último la tubería estructural del prototipo.



**Ilustración 98.- Evolución de diseño del PCP; Proyecto Galapagos UAV**

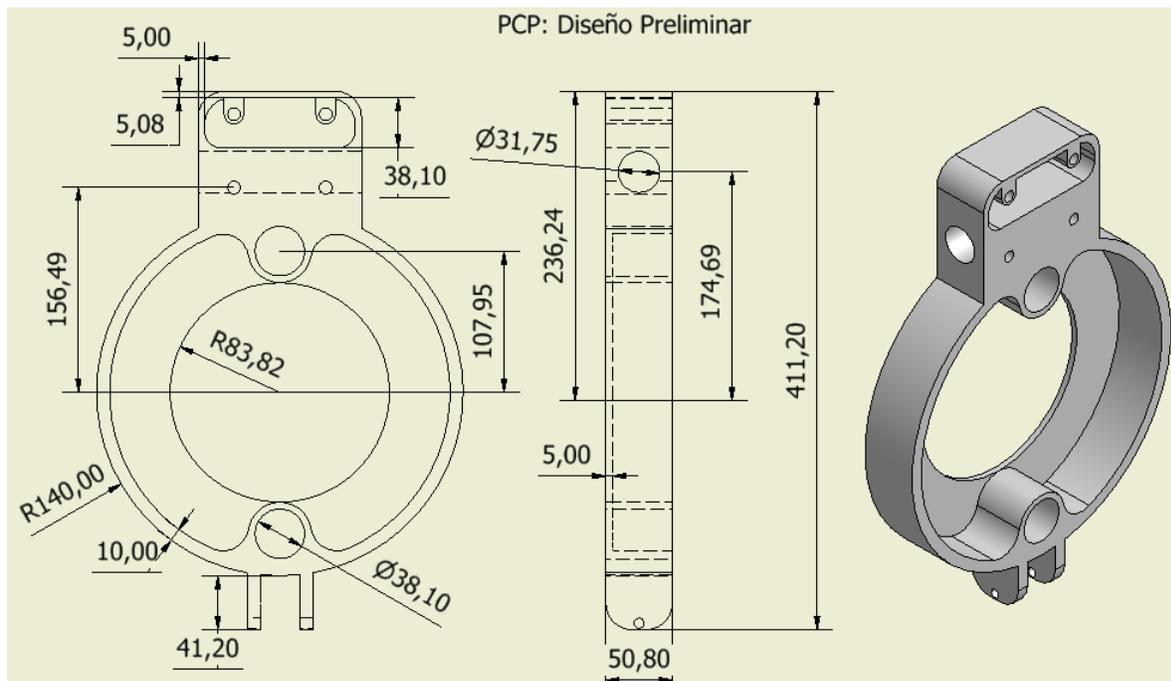
De la misma manera que en los discos estructurales, este proyecto tuvo una influencia crucial en el diseño final de esta pieza y como fue ilustrado en la imagen anterior el diseño de la misma tuvo una evolución significativa tanto estructural como funcional en el elemento. Para describir los cambios estructurales que se desarrollan en esta pieza se ilustrara una figura del diseño preliminar de la misma y se recalcaran algunas características en las que este proyecto determino un cambio por manufactura y por eficiencia del elemento:



**Ilustración 99.- Detalles para cambio en Diseño Preliminar PCP; Proyecto Galapagos UAV**

A partir de estas observaciones realizadas por este proyecto, el equipo de manufactura conjunto con el equipo de diseño aerodinámico del vehículo fue desarrollando diferentes cambios en este diseño. Así principalmente alteraron ciertas especificaciones de posiciones de orificios, dimensiones de espesores, acabados estructurales para eliminación de concentradores de esfuerzos y otras características que serán detalladas a continuación describiendo la nueva

funcionalidad que desarrollaron en esta pieza. Cabe recalcar que esta evolución en el diseño siempre trabajo en función de las propiedades aerodinámicas del vehículo, entre estas fueron: la disminución de peso lo más posible manteniendo la fuerza estructural y mecánica para el trabajo que debe realizar; trabajar directamente con la eliminación de la resistencia aerodinámica que puede generarse por la ubicación de pizas acopladas a este elemento; ubicación del centro de gravedad del vehículo; alteración del control de vuelo con referencia a las superficies aerodinámicas; y por último, tomando en cuenta la facilidad de acoplamiento de otros elementos a este afirmando la capacidad modular en la producción de este prototipo.



**Ilustración 100.- Diseño Preliminar PCP; Proyecto Galapagos UAV**

Observando características principales de posicionamiento de orificios para la tubería estructural, el primer cambio que fue presentado para esta pieza fue la ubicación de los mismos con referencia directa a la posición que estos tienen en los discos estructurales para así asegurar una línea totalmente paralela al plano horizontal del prototipo. Posteriormente a este cambio se

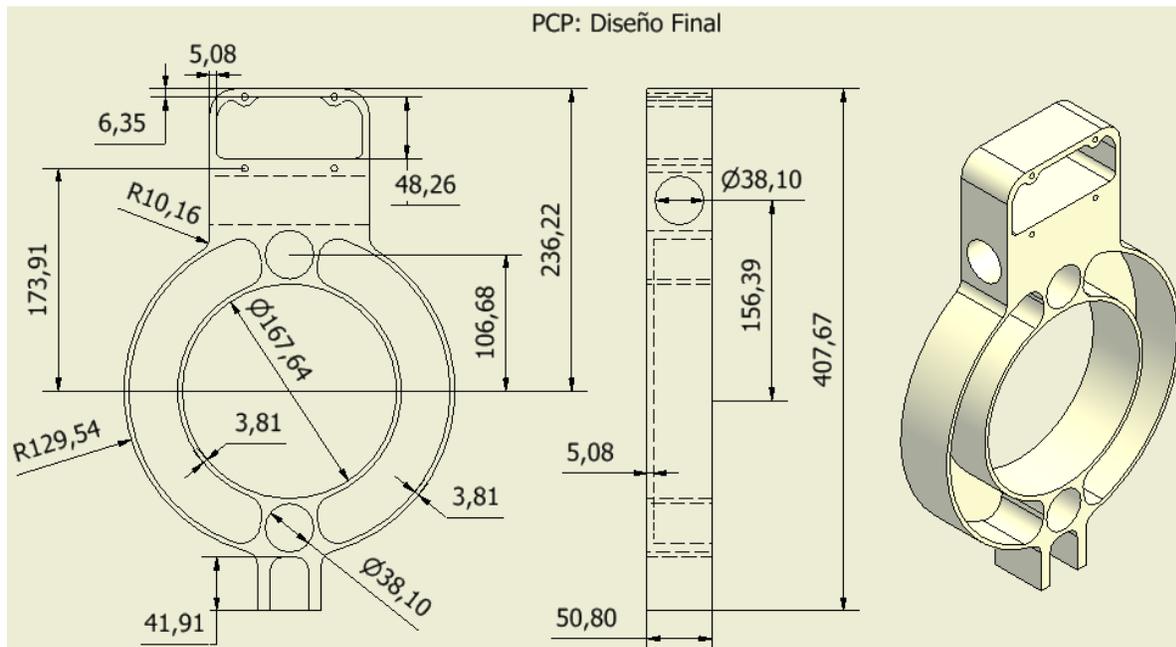
analizo la continuidad del fuselaje de una manera cilíndrica uniforme, por lo cual se disminuyo el diámetro externo de la pieza para estandarizar el diámetro del esqueleto del prototipo entre la pieza principal y los discos estructurales; permitiendo así eliminación extra de material y reducción de peso proporcional a este proceso.

Consecuentemente a la idea de estandarización en diámetros de tubería estructural a 1.5 pulgadas o 38.1 mm, los orificios transversales de sujeción para las alas fueron alterados en su diámetro, asegurando una mayor resistencia de tipo alma en la estructura de las alas. Después de estos cambios, se tomo en cuenta nuevamente la característica modular que debe tener el vehículo y la dificultad que representaría el transporte del avión con sus alas desplegadas en el mismo. De esta manera se analizó la ubicación de los orificios transversales de los wing rods con referencia a los orificios para los ejes de sujeción del motor puesto que para la conexión y desconexión de las alas siempre debería desmontarse el motor de la estructura. Esto llevo a eliminar la posibilidad de que los orificios de los ejes sean pasantes a las alas y se implemento el desplazamiento negativo de la posición de los wing rods produciendo una eliminación representativa de la resistencia aerodinámica del aire generada por la nueva posición muy cercana entre las alas y el fuselaje. Para lograr el desplazamiento de los orificios de los wing rods también tuvo que generarse un desplazamiento vertical positivo de los orificios de sujeción del motor, el cual se compenso directamente con los cambios que se generaron en los perfiles aerodinámicos de vuelo tanto en las alas como en la cola.

Con el nuevo posicionamiento de los orificios de sujeción, la disminución del diámetro externo de la pieza y tomando en cuenta los diámetros originales para los ejes del motor, se logro generar una toma de aire de mayor capacidad a la establecida en el diseño preliminar, del mismo modo sin agrandar representativamente las características de espesores se logro disminuir en

cierta proporción la altura total del elemento, implicando la disminución de peso en el mismo. A todos estos cambios se sumo la misma idea de darle una funcionalidad de sujeción interna superior a la pieza por lo cual se implemento la pared interna del elemento a la misma mediada del espesor total del material utilizado.

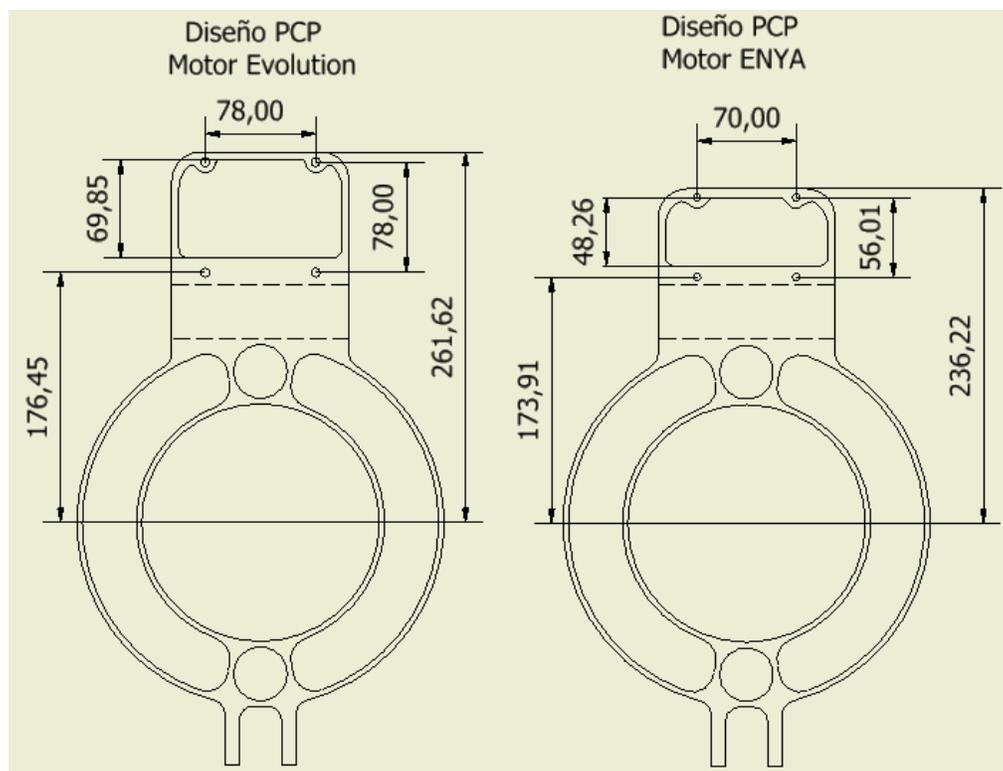
Por último, como puede observarse en la siguiente ilustración del diseño final que se tomo en cuenta para la manufactura, debe recalcar que se eliminaron todos los concentradores de esfuerzos del diseño preliminar con el uso de filetes, y nunca se altero el espesor original planteado de 2 pulgadas o 50.8 mm para la manufactura la pieza.



**Ilustración 101.- Diseño Final PCP; Proyecto Galapagos UAV**

A este diseño final se analizo el desarrollo de dos prototipos diferentes de esta pieza dependiendo del motor que se iba a utilizar finalmente en el vehículo. Esta posibilidad se desarrollo ya que con el motor establecido principalmente “ENYA Engine”, el equipo de motores tenia ciertos problemas con su funcionamiento y se adquirió un segundo motor

“Evolution 58GX2”, el cual podía suplantar el uso del primero. Los cambios principales que se generarían en el diseño estaban dados por la posición de los orificios para los ejes de sujeción de los motores alterando directamente la altura total de la pieza, la posición del motor ligeramente desplazada hacia arriba y la apertura de la toma de aire que tiene el elemento. Estos cambios nunca fueron aceptados para el mecanizado de la pieza ya que el primer motor llegó a funcionar correctamente y simplemente se volvió a aceptar el primer diseño final para la manufactura. Para el caso de usar el nuevo motor este proyecto desarrolló una nueva pieza dentro de los elementos de sujeción de motores.



**Ilustración 102.- Diseño PCP para dos motores distintos; Proyecto Galapagos UAV**

#### 4.1.1.3.1. Proceso de Manufactura

Para la producción de esta pieza, este proyecto evaluó dos puntos principales que determinarían directamente el peso, la facilidad de elaboración y el costo que representaría su manufactura. Estos puntos tienen relación directa con las dimensiones del elemento, ya que el espesor y el área de la pieza serían el condicionante fundamental para la selección de material. Tomando en cuenta el primer aspecto referente al peso de la pieza se aceptó que no podría utilizarse cualquier material metálico ya que esta característica se elevaría representativamente. Por consiguiente se evaluó como primera alternativa el uso de aluminio para la manufactura de esta pieza, pero debido a que el espesor necesario de este material es difícil de conseguir en el mercado y el costo que representaría su adquisición era muy alto esta posibilidad fue descartada. De esta manera, tomando en cuenta el material que fue utilizado para la elaboración de los discos estructurales, se buscó una alternativa similar y se encontró otro material conocido como Duralon, el cual presenta mayor resistencia mecánica que el Grilon y de iguales capacidades de condicionamiento ambiental como las que son exigidas para la funcionalidad del prototipo. El Duralon presenta un esfuerzo último de trabajo de 79.87 MPa y una densidad de 1.15 g/cm<sup>3</sup>.

Escogido el Duralon como material para la manufactura de esta pieza, se analizó la posibilidad de un mecanizado manual para disminuir los costos de producción de la misma. Debido a los detalles de espesores, posicionamiento de orificios paralelos y perpendiculares al elemento, detalles de acabado superficial externo e interno, y la exigencia de obtener las especificaciones totalmente exactas con referencia al diseño por ser la pieza central del prototipo, se prefirió invertir más en el costo de manufactura y asegurar así la elaboración del elemento a partir del uso de tecnología de mecanizado tipo CNC. Para desarrollar este tipo de mecanizado, el proyecto buscó diferentes empresas que ofrezcan este tipo de trabajo y a su vez empresas que

vendan este material en el mercado, así el proyecto se puso en contacto con la empresa conocida como Grupo Carrión Álvarez, la cual desarrolla cualquier tipo de parte con este material y asegura el mecanizado exacto de las mismas mediante el uso de maquinas de mecanizado automático tipo CNC.

Aceptada la posibilidad de elaboración de la pieza por parte de esta empresa, este proyecto en conjunto con el equipo de diseño altero ciertos detalles de acabado en los espesores de paredes del elemento para así dar mayor seguridad en el caso de pruebas de vuelo y funcionamiento del prototipo. Así el diseño final impuso un factor de seguridad de 1.5 en las paredes de la pieza para dar fortaleza y una mejor estructura mecánica al elemento. Del mismo modo se altero en cierta cantidad el diámetro de los orificios para los tubos estructurales por las especificaciones técnicas de los mismos y para asegurar un encaje preciso de estos elementos. La pieza manufacturada tiene un peso de 1101.14 g.

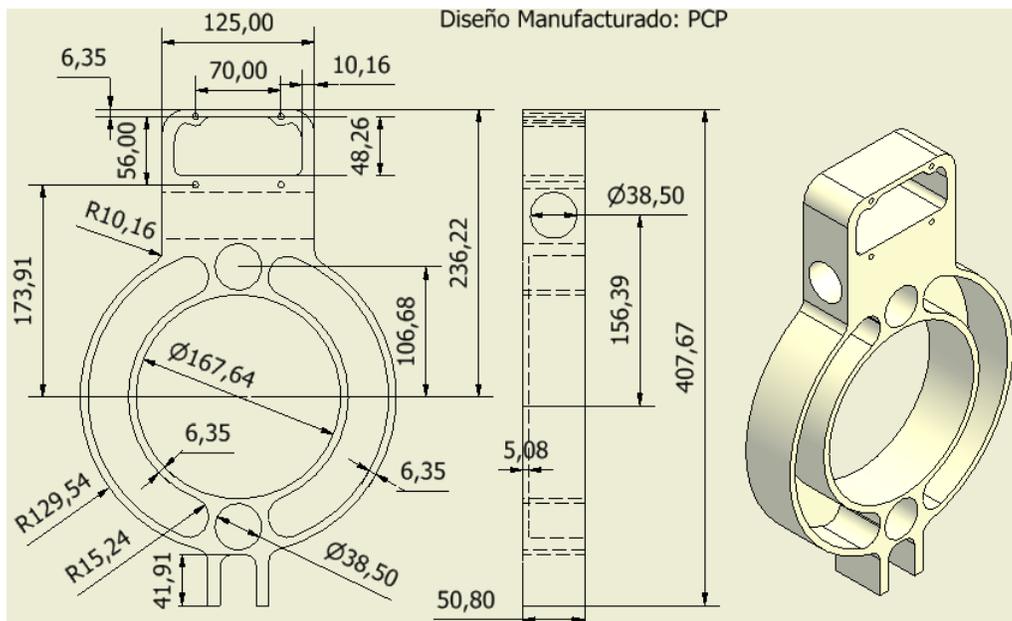
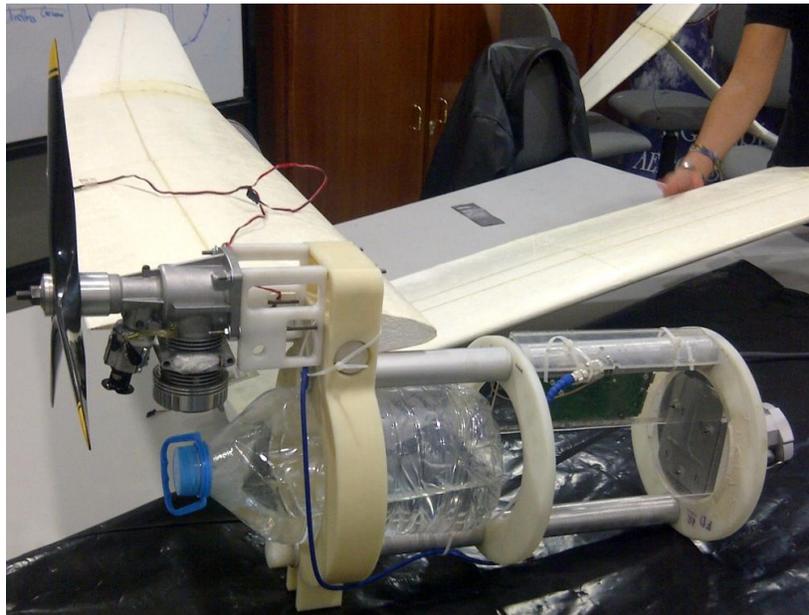


Ilustración 103.- Diseño Manufacturado PCP; Proyecto Galapagos UAV



**Ilustración 104.- Manufactura Final PCP; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 105.- PCP Conectado a Piezas Estructurales; Proyecto Galapagos UAV**

Los planos mecánicos y estructurales de esta pieza con sus respectivas indicaciones de mecanizado serán presentados en los anexos de este documento.

#### 4.1.1.4. Soportes de Sujeción para Motores – Engine Supports

Los soportes de sujeción para los motores son piezas estructurales desarrolladas para proporcionar referentes al posicionamiento y acoplamiento del motor a la estructura central del prototipo. La primera función que generan estas piezas representa principalmente un soporte mecánico a los ejes de sujeción del motor, esto se debe a que gracias a la forma de las piezas estas generan un cuerpo de soporte que evita la deflexión de los ejes y el movimiento ondulatorio del motor por la vibración que se genera durante su funcionamiento. La segunda función que generan estas piezas está dada por la separación espacial que se necesita entre el motor y la estructura para que exista un espacio libre de flujo de aire para la refrigeración del motor a partir de la toma de aire que proporciona el PCP. A estas dos funciones se acoplo una tercera gracias a la posición de estas piezas con referencia a los wing rods de las alas, ya que aprovechando su ubicación se acoplo unos orificios pasantes para la conexión de los torsión pins de las alas y así establecer de igual manera el posicionamiento exacto del ángulo de inclinación de estas con referencia a plano horizontal.

Considerando las condiciones limitadas de peso y las condiciones ambientales que deben soportar estas piezas, este proyecto tomo la decisión de manufacturar estos elementos con el mismo material utilizado para la elaboración de los discos estructurales. Este material es el Ertalon o grilon, con una densidad de  $1.14 \text{ g/cm}^3$  y un esfuerzo ultimo de 55 MPa. Debido a la existencia de dos motores para el funcionamiento del prototipo, este proyecto desarrollo dos tipos piezas relacionadas directamente con las características de cada uno de los motores y con sus exigencias para el acoplamiento de los mismos a la estructura central del avión.

Para facilitar tanto la manufactura, el ensamblaje y alivianar el peso referente a estos elementos, el diseño de estas piezas se desarrollo en forma de dos elementos individuales por cada lado del motor pero que tengan características totalmente similares de manera paralela para que tengan la misma funcionalidad. Las características finales pertenecientes a estas piezas manufacturadas son:

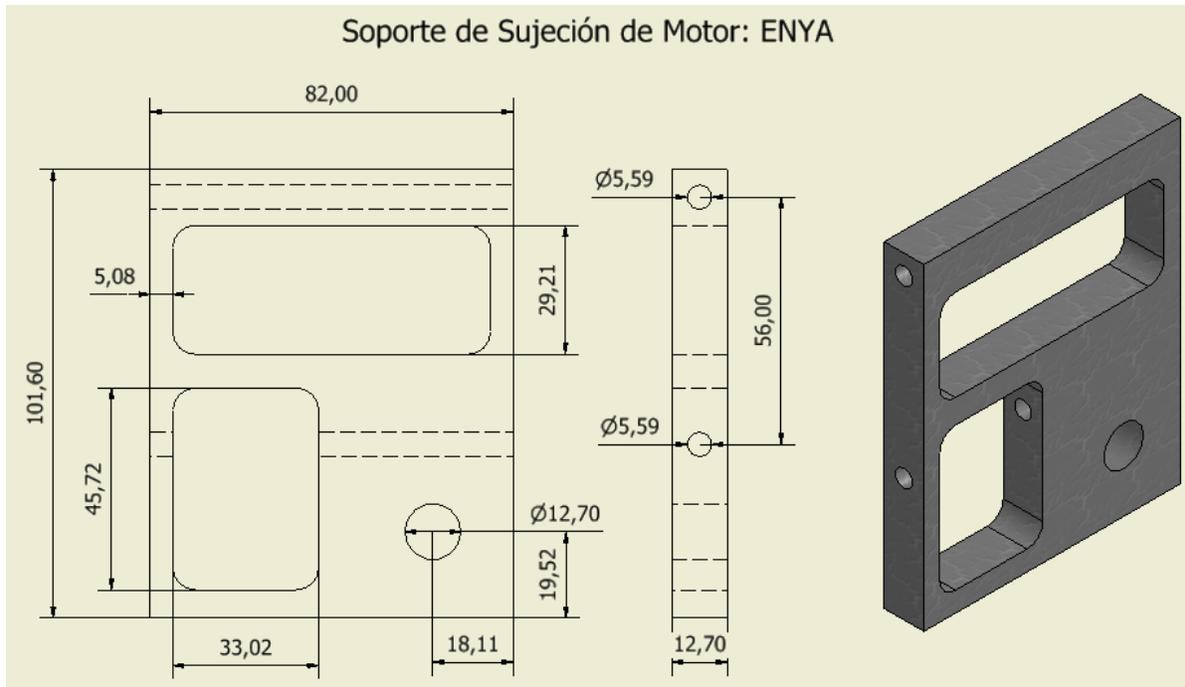
**Tabla 14.- Pesos de Piezas Engine Supports**

<b>Pieza</b>	<b>Largo</b>	<b>Altura</b>	<b>Peso</b>
Soporte ENYA 1	82 mm	101.6 mm	51.97 g
Soporte ENYA 2	82 mm	101.6 mm	55.19 g
Soporte EVO-L	132 mm	101.6 mm	69.57 g
Soporte EVO-R	132 mm	101.6 mm	148.71 g

(Propiedades de Piezas Manufacturadas de Soportes de Motor; Proyecto Galapagos UAV)

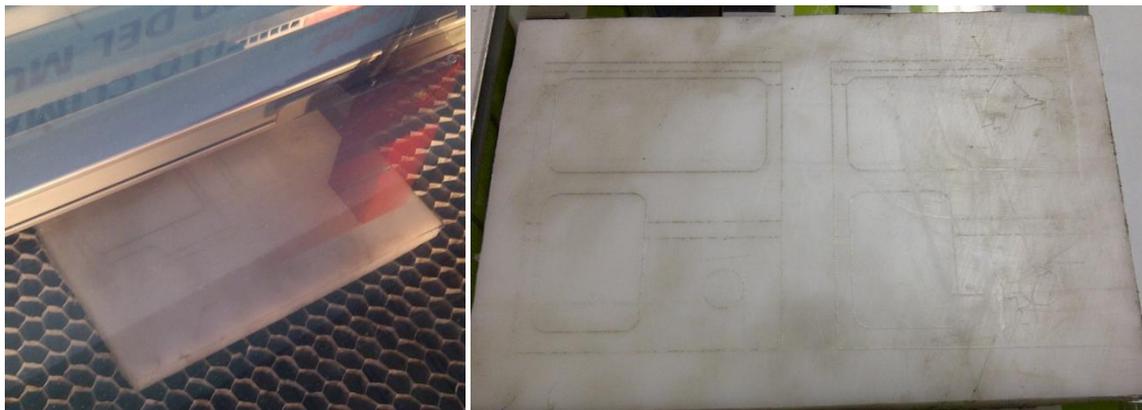
#### 4.1.1.4.1. Soporte de Sujeción para Motor ENYA

El soporte de sujeción del motor ENYA tiene características relacionadas directamente con la posición de los orificios establecidos en la manufactura de la pieza principal o PCP, los cuales de igual manera fueron posicionados por las especificaciones de sujeción de este motor. Gracias a que el motor ENYA no tiene ninguna parte o componente al extremo contrario del eje de rotación, esta pieza es idéntica tanto para el costado izquierdo como el derecho del los ejes de sujeción del motor.



**Ilustración 106.- Diseño de Soporte de Sujeción para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV**

Para la manufactura de estas dos piezas el proyecto adquirió un retazo de material de ertalon de 12 mm de espesor tipo plancha de 20x15 cm, en el cual se realizó el gravado laser superficial del diseño de dos piezas idénticas en una de las caras del material. Determinando la facilidad del mecanizado, se decidió realizar este trabajo manualmente.

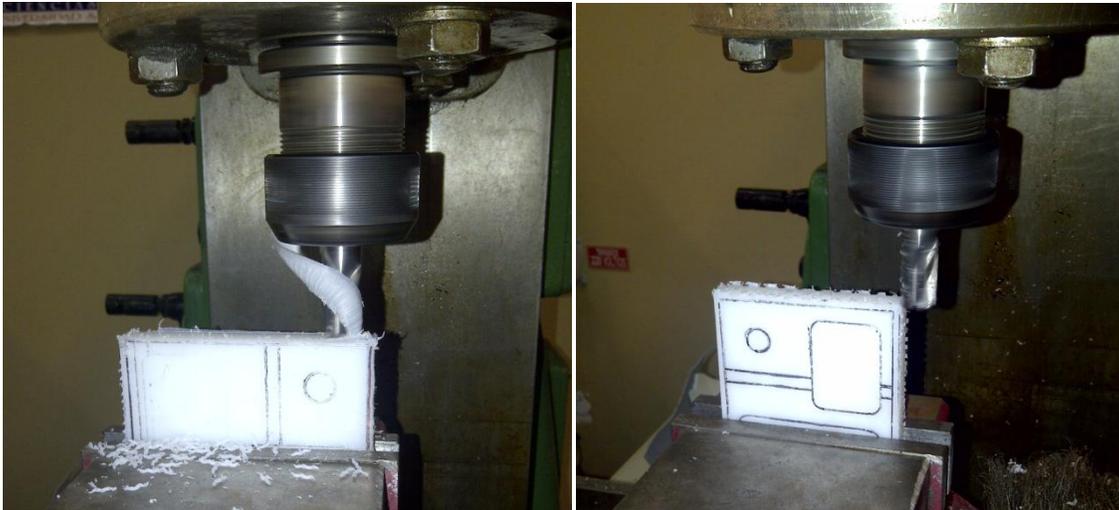


**Ilustración 107.- Gravado Laser del Diseño Soportes para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV**

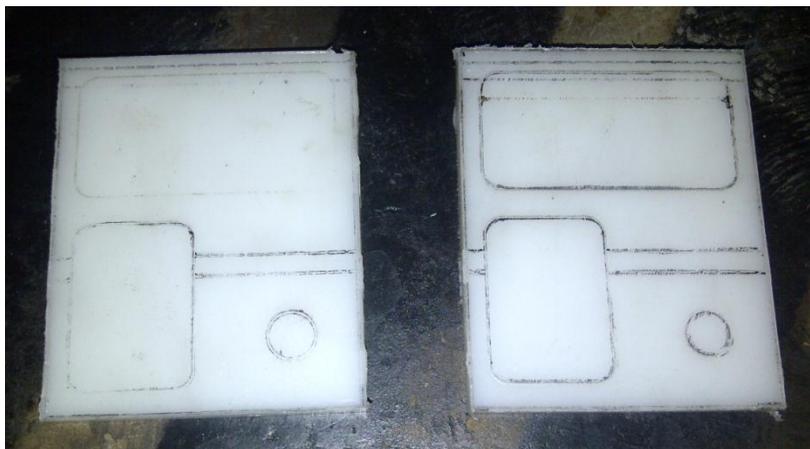
Para comenzar la manufactura de estos elementos se procedió a separar las piezas en dos retazos distintos mediante el uso de una sierra eléctrica. Una vez separadas las mismas se realizó el rectificado externo de los elementos mediante el uso de una fresadora. Así siguiendo el diseño marcado se retiró todo el material sobrante que existía en las caras laterales de cada elemento. Para realizar este proceso de mecanizado se utilizó una fresa frontal de 16 mm de diámetro con una boquilla 14 y se trabajó a una velocidad de rotación de la herramienta de 125 rev/min para evitar el sobrecalentamiento. Este mecanizado se realizó a partir de la destreza del operador de la fresadora para establecer un avance uniforme de manera lateral y un avance de 0.5 a 1 mm de profundidad para evitar cualquier efecto de atoramiento de la herramienta o fractura en el material.



**Ilustración 108.- Separación de piezas para Soportes de Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV**

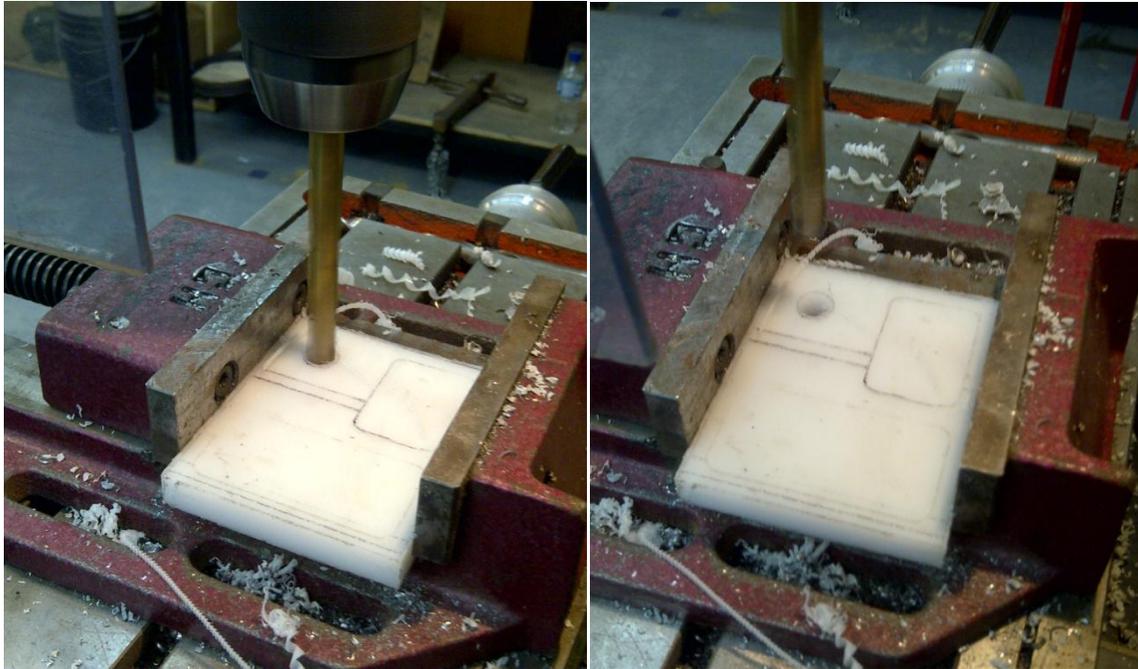


**Ilustración 109.- Rectificado de caras laterales de Soportes para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 110.- Rectificado de caras laterales de Soportes para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV**

Una vez obtenidas cada una de las piezas por separado, se continuó con el mecanizado de las zonas de perforación y vaciado de cada uno de los elementos, y para realizar este proceso se utilizó tanto un taladro de pedestal como la fresadora semiautomática del taller. Para la realización de los orificios paralelos de los torsion pins se marco el centro de los mismos y se taladro con una broca de 13mm de diámetro que permita el paso sin remordimiento de la tubería estructural de media pulgada utilizada para estos elementos.

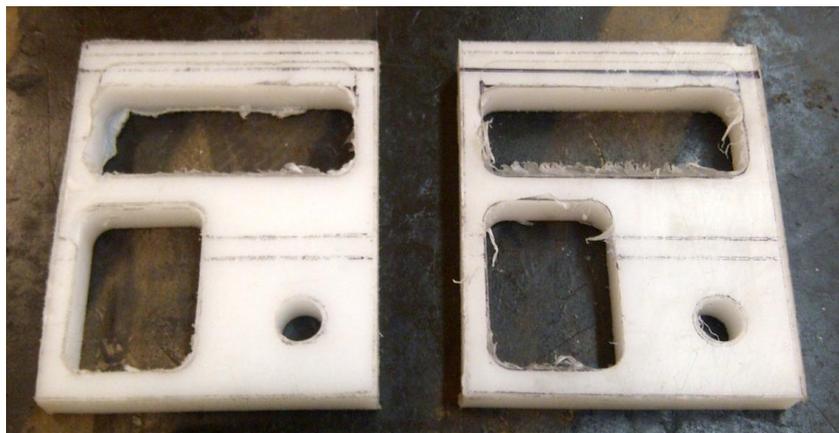


**Ilustración 111.- Taladrado de orificios laterales de Soportes para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV**

Consecuentemente, se colocaron las piezas nuevamente en la fresadora y con el uso de una fresa de 12 mm de diámetro que se acople directamente a los filetes internos del elemento se realizó el mecanizado teniendo como limite externo el trazado de la zona de vaciado. Este proceso se realizo a una velocidad de rotación de la herramienta de corte de 125 rev/min. El movimiento de corte se realizo de manera unidireccional siguiendo los bordes y aumentando la profundidad de desbaste de 1.5 mm por cada pasada. El avance lateral se controlo manualmente según la referencia lineal del grabado en el material. Cada vaciado de cada elemento se lo realizo por separado para evitar desajustes en el posicionamiento de la fresa y facilitar el trabajo del operador de la maquina.

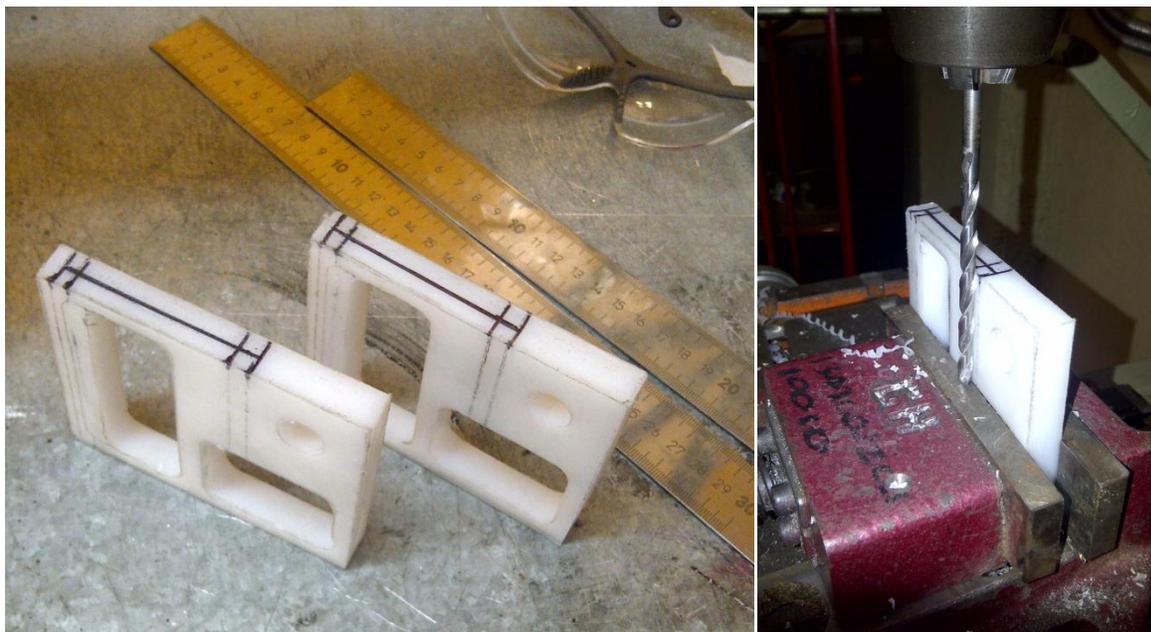


**Ilustración 112.- Vaciado de Soportes para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 113., Resultado de Vaciado de Soportes para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV**

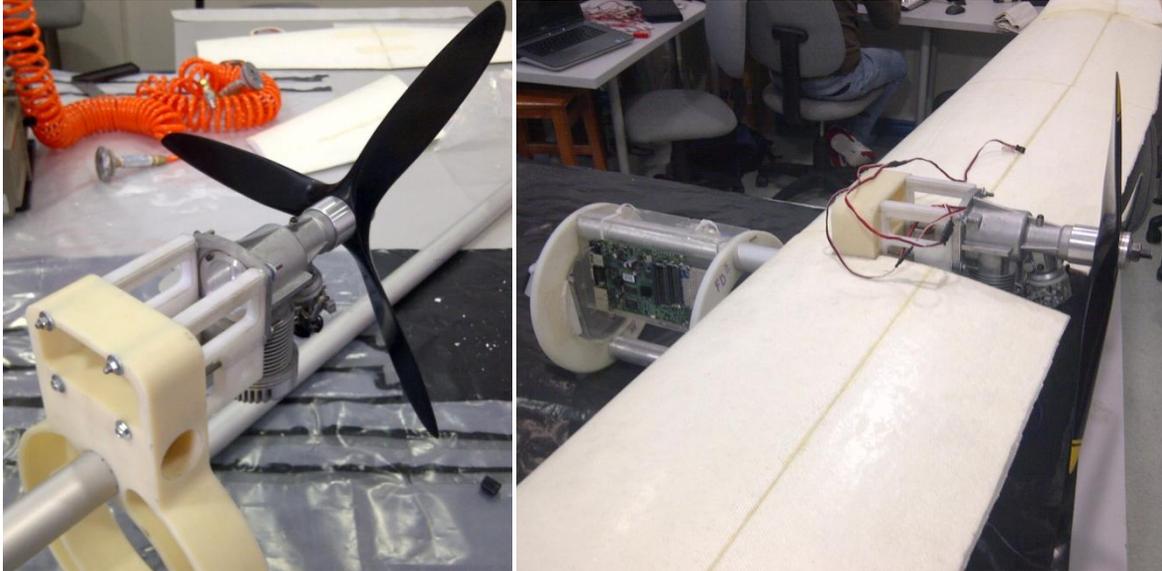
Para finalizar el mecanizado de estas partes se marcó el lugar exacto por donde debían pasar los ejes de sujeción del motor y mediante el uso del taladro de pedestal y una broca de 6 mm de diámetro se procedió a la perforación de estos orificios.



**Ilustración 114.- Taladrado de orificios pasantes para ejes de sujeción del motor; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 115.- Soportes de Sujeción para Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV**

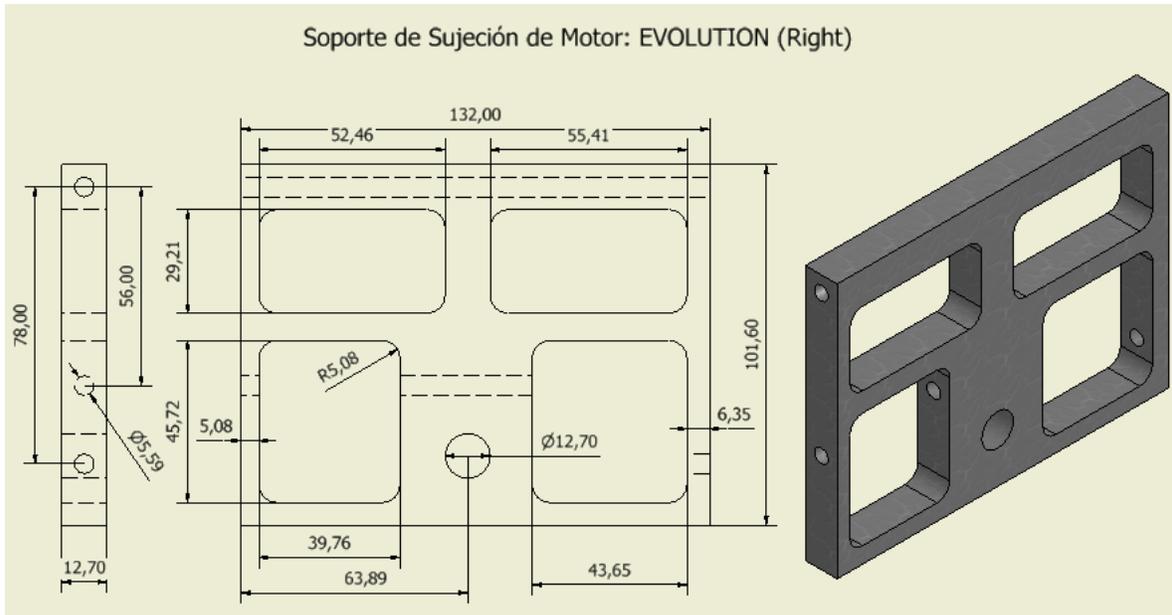


**Ilustración 116.- Soportes de Sujeción para Motor ENYA en Prototipo; Proyecto Galapagos UAV**

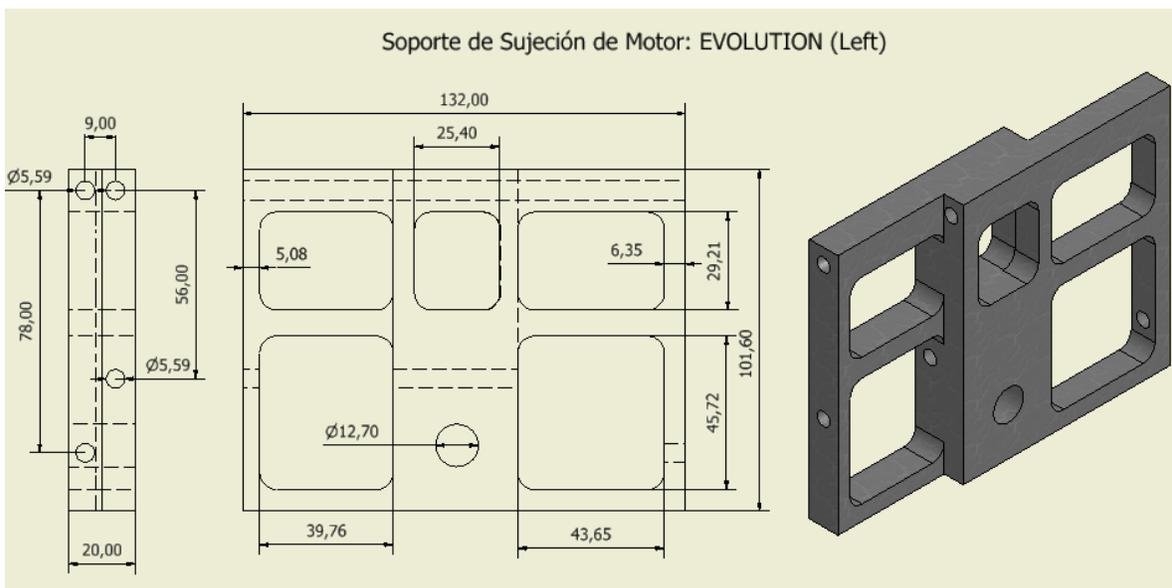
#### 4.1.1.4.2. Soporte de Sujeción para Motor EVOLUTION 58GX2

A diferencia de las piezas de soporte de sujeción diseñadas para el motor anterior, las piezas diseñadas para acoplar el motor EVOLUTION tienen características diferenciadas totalmente por la posición de los orificios establecidos en la manufactura del PCP y por la posición de sujeción que necesita este nuevo motor. De esta manera tuvo que rediseñarse la pieza totalmente para incrementar la distancia de separación entre orificios verticales y orificios horizontales para el paso de los ejes. De la misma manera, ya que este motor presenta ciertos componentes al extremo contrario del eje de rotación la dimensión de las piezas tuvieron que alterarse en el diseño generando el incremento en su longitud pero manteniendo la posición original de acoplamiento al PCP y la posición de orificios transversales pertenecientes a los torsion pins. Por consiguiente, a partir de estos aspectos estas piezas de sujeción fueron diseñadas en dos tipos de modelos en el cual el uno mantiene completamente una línea continua de ejes de sujeción y el que forma una especie de Z estructural que permite la separación

horizontal de orificios para el acoplamiento del motor. Los diseños de estas dos piezas serán ilustrados a continuación:

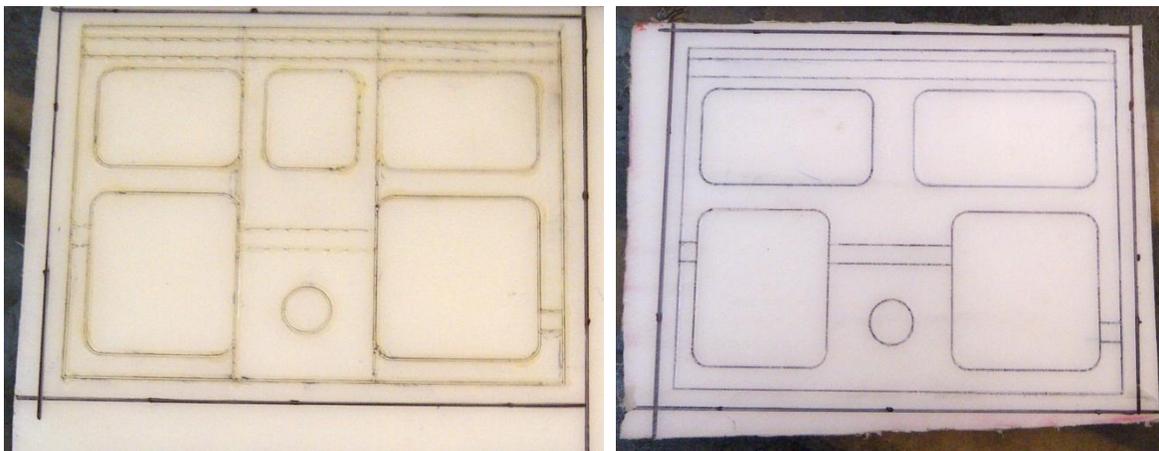


**Ilustración 117.- Diseño de Soporte de Sujeción para Motor EVOLUTION-R; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 118.- Diseño de Soporte de Sujeción para Motor EVOLUTION-L; Proyecto Galapagos UAV**

Para la manufactura de estas dos piezas el proyecto adquirió pedazos de material de ertalon de 12 mm y 20 mm de espesor, los dos de tipo plancha de 15x13 cm, en los cuales se realizó de la misma manera el gravado laser superficial del diseño de cada una de las piezas en una de las caras del material.



**Ilustración 119.- Gravado Laser Soportes para Motor EVOLUTION; Proyecto Galapagos UAV**

Del mismo modo que las piezas anteriores, este proyecto decidió realizar este trabajo manualmente y así evitar los costos de producción de estos elementos. Para comenzar la manufactura de cada una de estas piezas, lo primero que se llevo a cabo fue el rectificado de las caras laterales de cada uno de los elementos mediante el uso de la fresadora. Ya que el espesor de estos elementos era diferente, para la pieza de 12 mm se utilizo una fresa de 16 mm de diámetro y para la pieza de 20 mm se utilizo un cabezal portacuchillas para realizar el mecanizado agilizando el tiempo de desbaste de material en cada elemento. Por ende, se siguió nuevamente el diseño marcado para tener una referencia exacta del trabajo y los dos procesos de mecanizado se realizaron a una velocidad de rotación de la herramienta de corte de 125 rev/min para evitar el sobrecalentamiento del material. Este mecanizado se realizo con la destreza del operador de la fresadora para establecer un avance uniforme de manera lateral y un avance de 0.5

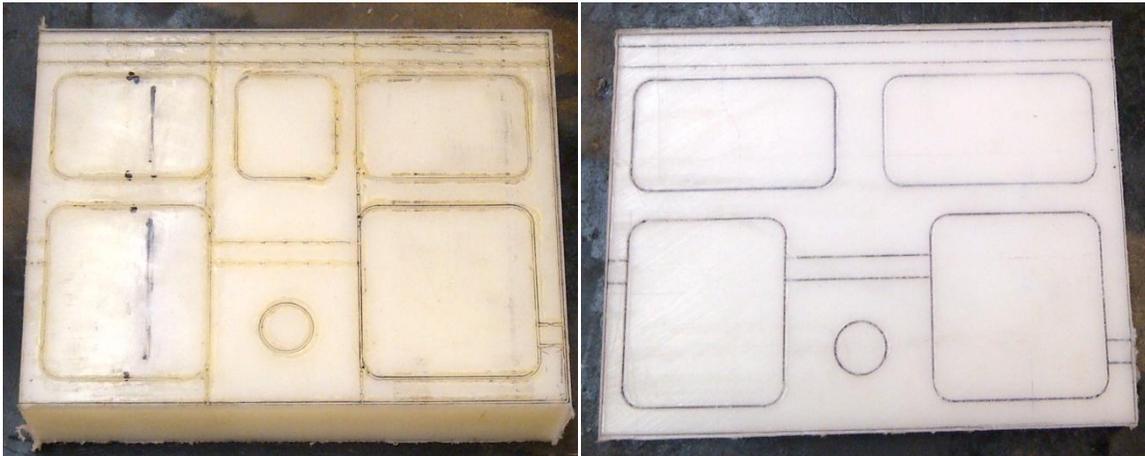
a 1 mm de profundidad para evitar cualquier efecto de atoramiento de la herramienta o fractura en el material.



**Ilustración 120.- Rectificado de caras laterales Soporte Motor EVO-R; Proyecto Galapagos UAV**

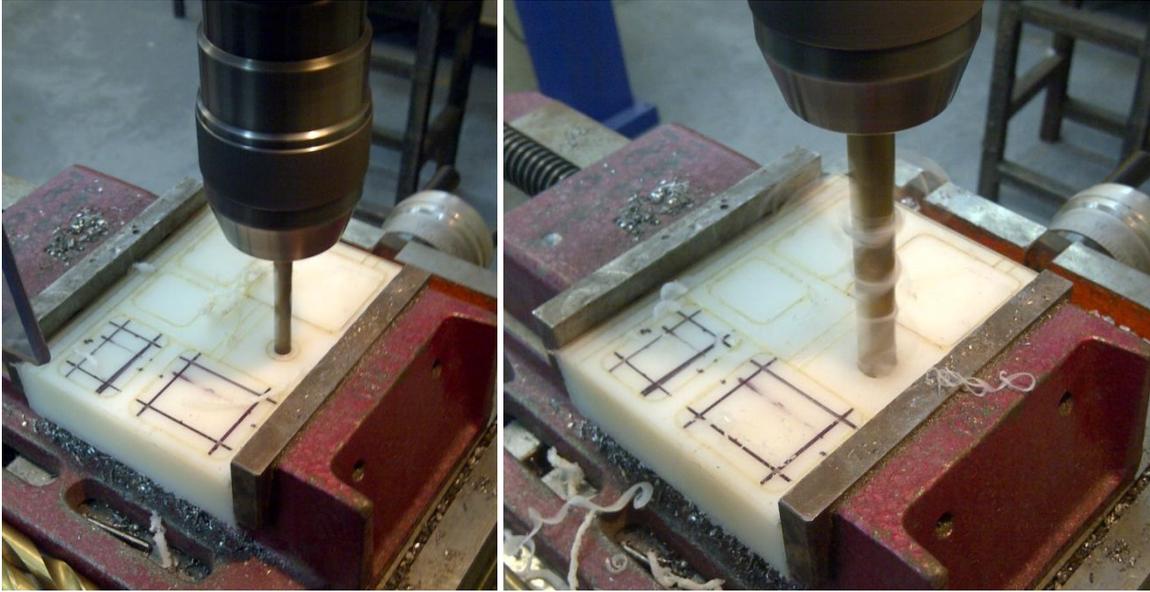


**Ilustración 121.- Rectificado de caras laterales Soporte Motor EVO-L; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 122.- Soportes Motor EVOLUTION rectificadas; Proyecto Galapagos UAV**

Una vez obtenido el diseño real de cada una de las piezas por separado, se continuó con el mecanizado de las zonas de perforación y vaciado de cada uno de los elementos, y para realizar este proceso se utilizó tanto un taladro de pedestal como la fresadora. Para la realización de los orificios paralelos de los torsion pins se marcó el centro de los mismos y se taladró con una broca de 13mm de diámetro que permita el paso sin remordimiento de la tubería estructural de media pulgada utilizada para estos elementos. En el caso de la pieza de mayor espesor, se prefirió el paso de una broca de menor diámetro antes de la broca final para evitar el sobrecalentamiento del material durante el proceso.



**Ilustración 123.- Taladrado de orificios laterales de Soporte Motor EVO-L; Proyecto Galapagos UAV**

Tomando en cuenta la dificultad de trabajo y el tiempo de mecanizado que representaría los vaciados de la pieza de mayor espesor, este proyecto impuso una solución de desbaste para este elemento, realizando así perforaciones mediante taladrado en todos los puntos de filete o esquinas de las zonas de vaciado para que de esta manera no exista sobrecalentamiento de la fresa durante el mecanizado de este material. Para este taladrado se utilizó una broca de 12 mm de diámetro que se acople al radio de los filetes de vaciado.

Realizando estas perforaciones en el elemento de mayor espesor el procedimiento de vaciado fue el mismo que fue utilizado en la manufactura de las piezas de soporte para el motor ENYA y de igual manera se realizó el mecanizado en la fresadora con el uso de una fresa de 12 mm de diámetro. Este proceso se realizó de igual manera a una velocidad de trabajo de corte de 125 rev/min. Los movimientos de corte fueron unidireccionales siguiendo los bordes del trazado y aumentando la profundidad de desbaste de 1.5 mm por cada pasada. El avance lateral se controló manualmente según la referencia lineal del grabado y cada vaciado de cada elemento se

lo realizo por separado para evitar cualquier inconveniente en la manufactura de cada pieza. Tras terminar estos procesos de mecanizado, en la pieza de mayor espesor se tuvo que realizar otro proceso final de trabajo para que esta pueda adoptar la forma tipo Z que se requiere en su estructura. De esta forma, se colocó nuevamente la pieza en la fresadora y con el uso de la misma herramienta de corte y las destrezas del operador se desbastó la cantidad de material necesaria para generar el desnivel en cada lado de la pieza. Todo el proceso se realizó con las mismas características de avance y velocidad de trabajo que el proceso de vaciado.

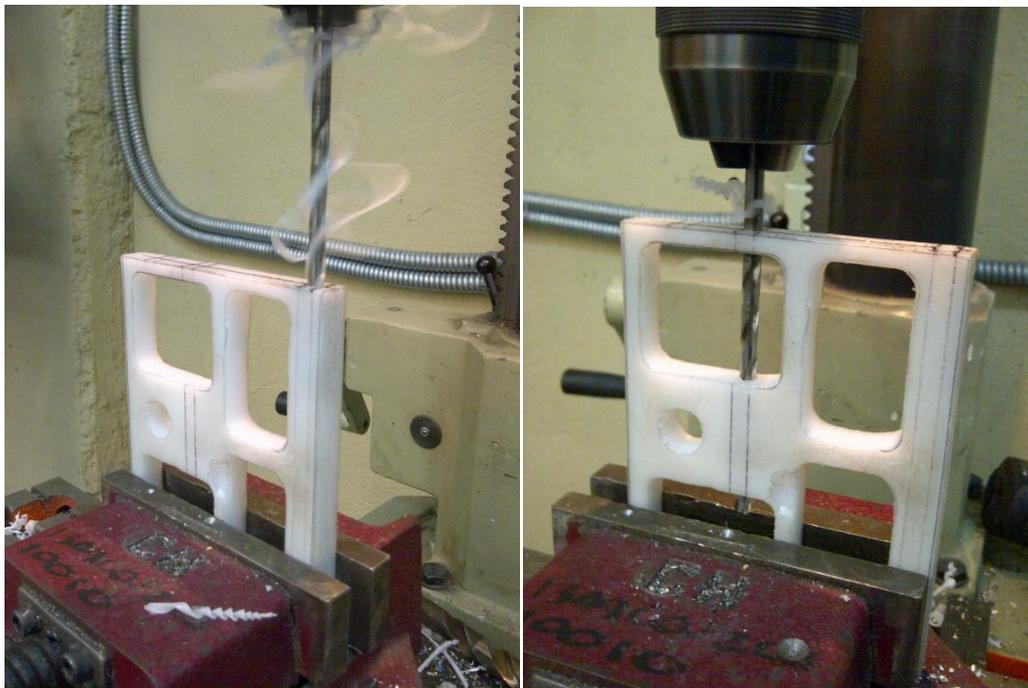


**Ilustración 124.- Vaciados de Soportes Motor EVOLUTION; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 125.- Generación de desnivel en Soporte Motor EVO-L; Proyecto Galapagos UAV**

Para finalizar el mecanizado de estas piezas se volvieron a colocar en el taladro de pedestal y mediante la alineación de la broca de 6 mm de diámetro en los orificios de sujeción de ejes se realizo las perforaciones respectivas a cada lado de la pieza.

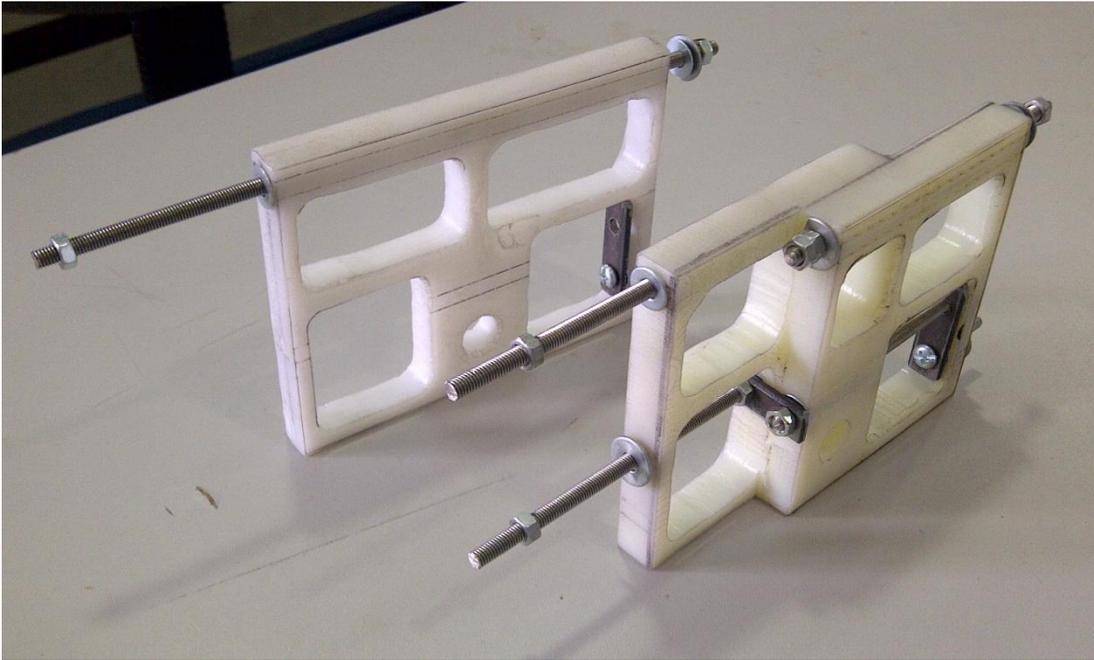


**Ilustración 126.- Taladrado de orificios de eje para Soporte Motor EVO-R; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 127.- Taladrado de orificios de eje para Soporte Motor EVO-L; Proyecto Galapagos UAV**

Una vez finalizado todo el proceso de mecanizado de estas piezas, el proyecto analizo la posibilidad de exceso de esfuerzos en el material para el soporte de los ejes de sujeción que van conectados directamente al motor, ya que estos están desplazados por debajo del eje saliente del PCP. Por lo cual, se decidió dar una mayor estructura mecánica y física colocando pedazos de platinas que transmitan el esfuerzo cortante entre los ejes de mayor longitud y con mayor soporte de apoyo en el material.



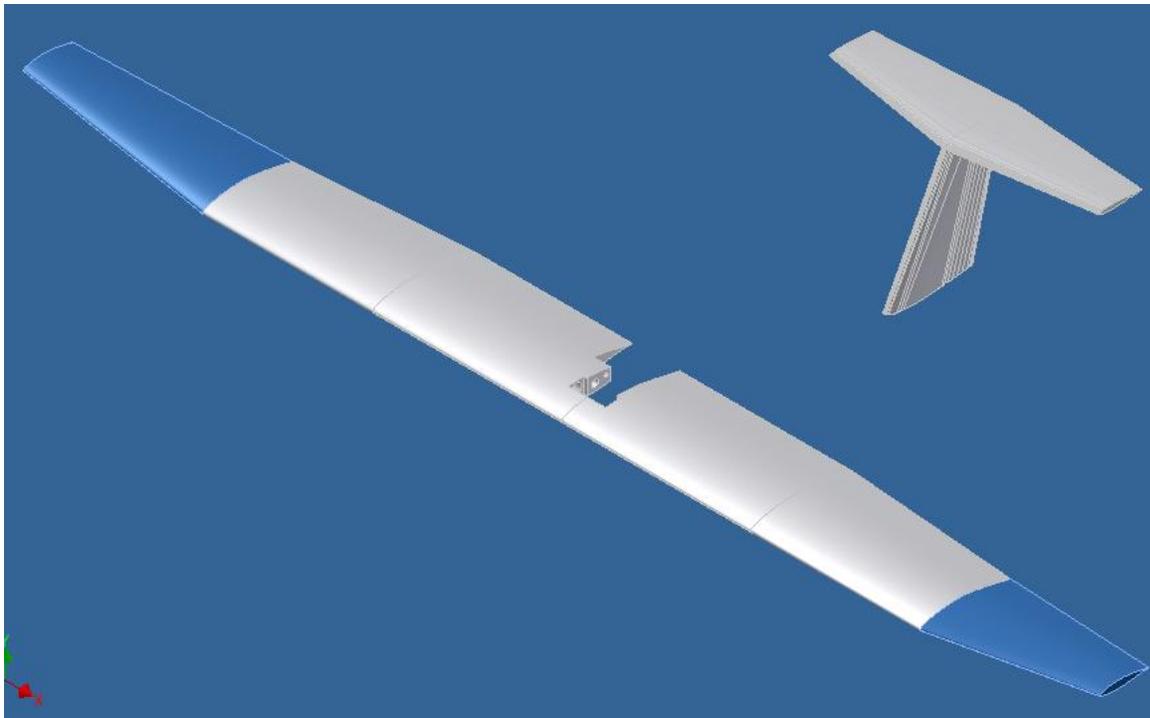
**Ilustración 128.- Soportes para Motor EVOLUTION manufacturados; Proyecto Galapagos UAV**

Los planos mecánicos y estructurales de estas piezas referentes a los dos tipos de soportes de sujeción de los motores con sus respectivas indicaciones de mecanizado serán presentados en los anexos de este documento.

#### 4.1.2. Superficies Aerodinámicas de Vuelo

Las superficies aerodinámicas de vuelo están conformadas principalmente por todas aquellas secciones o partes del prototipo que permiten el flujo aerodinámico de aire a través de ellas para dar la característica de avión al vehículo. Todos los elementos que forman parte de este grupo son el principal motivo para que el prototipo pueda levantar vuelo y movilizarse a través del espacio aéreo. Este grupo está conformado por las alas y el sistema de cola del avión.

**Ilustración 129.- Vista de Superficies Aerodinámicas del Prototipo**



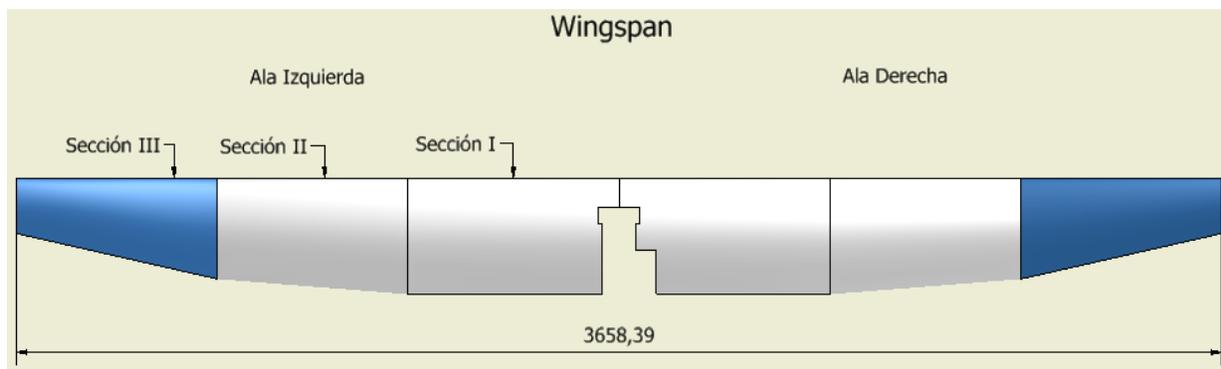
Diseño de Superficies Aerodinámicas del Prototipo Final Construido Piquero I

Imagen Generada en Autodesk Inventor 2010

(Proyecto Galapagos UAV)

#### 4.1.2.1. Ala Central

El ala es una de las partes más importantes del prototipo ya que esta es la pieza capaz de proporcionar la sustentabilidad aerodinámica de vuelo que necesita el avión para trabajar como un vehículo aeroplaneador. Esta es la parte más extensa del prototipo y de la misma manera está separada en dos piezas idénticas de tipo reflejo, las cuales poseen características totalmente iguales de diseño pero dependientes de su posición lateral con referencia a la estructura central del vehículo. Como puede observarse en la ilustración del plano en planta de esta pieza, el ala total se divide en ala derecha y ala izquierda, y ahí asoma la única característica que diverge en el diseño total de ambas y viene a ser un destaje extra en el ala derecha para el posicionamiento espacial que representa el mofler del motor en este lugar. Del mismo modo debido a la extensión de cada una de las piezas y la sección transversal cambiante que existe a lo largo de las mismas, cada ala lateral se divide en tres partes o secciones distintas. La envergadura total del ala es de 3.66 m y tanto la ala izquierda como la ala derecha cubren la mitad exacta de esta extensión de longitud.



**Ilustración 130.- Plano de envergadura total de ala para el prototipo; Proyecto Galapagos UAV**

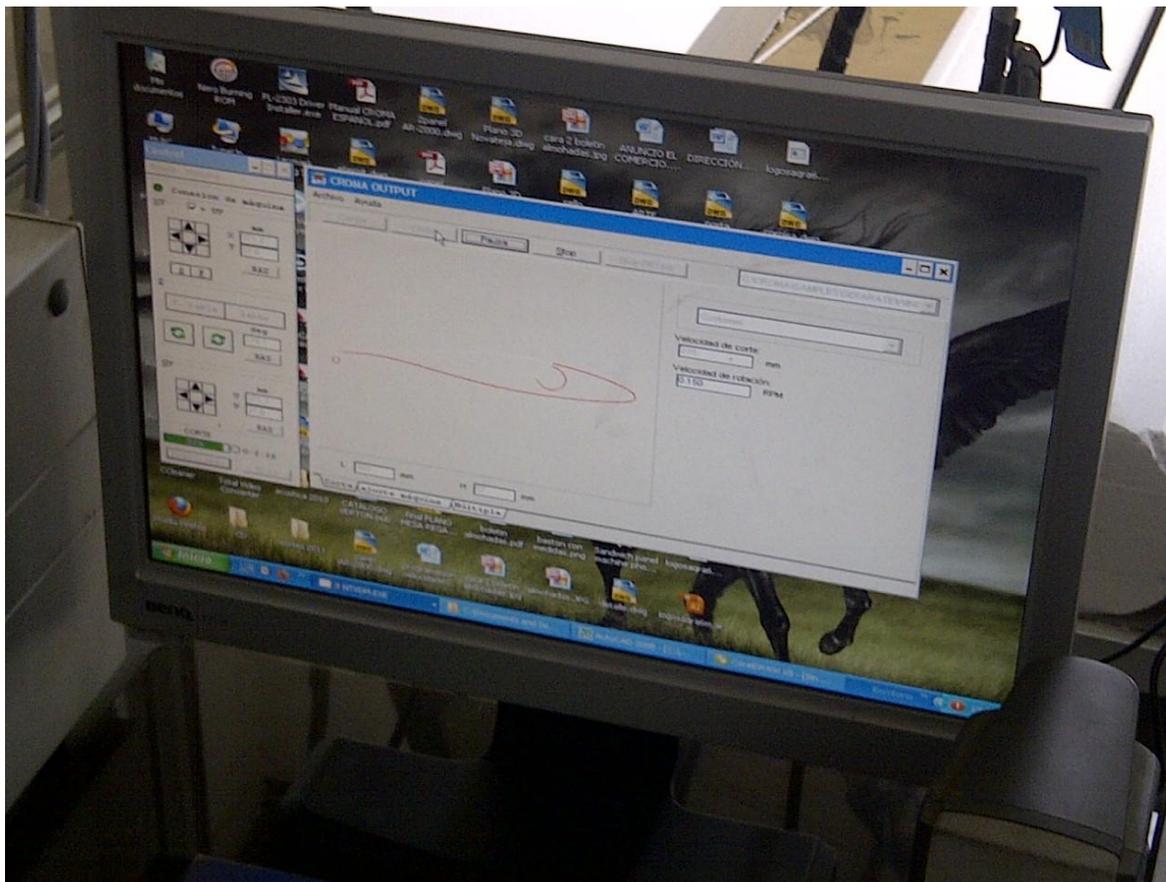
A diferencia del resto de piezas, estos elementos no sufrieron muchas variaciones en el diseño final de manufactura con referencia al diseño preliminar presentado para el proyecto. Es decir siempre se mantuvo tanto el diseño de perfil de ala como la extensión de la misma, pero el mismo equipo de diseño aerodinámico del avión realizó una variación del ángulo de inferencia de la tercera sección del ala y los únicos cambios que realizó el equipo de manufactura fue el incremento de un tercer orificio interno dentro la pieza para la implementación de cableado de servos y la elaboración de destajes finales para el ensamblado general del prototipo. El proceso de manufactura total de las alas se divide en tres subprocesos principales de producción: el primero implica el conformado físico del cuerpo de las alas, el segundo es el proceso de revestimiento o recubrimiento superficial de las piezas, y el último, refiere a los acabados finales de diseño para lograr el ensamblaje de estos elementos en el prototipo.

### Proceso de Manufactura:

#### 4.1.2.1.1. Conformado Físico del Cuerpo de las Alas

Para el conformado del cuerpo físico de las alas este proyecto planteó como material principal de manufactura el uso de poliestireno expandido, esta selección fue aceptada ya que este material permitiría tener un cuerpo sólido para la estructura de las piezas y por propiedades físicas del material no representaría tanto peso para el prototipo. El proceso de manufactura de estas piezas se lo realizó en las instalaciones de la empresa conocida como Industrias Verton Poliuretanos 3D, donde la misma surtió el material necesario para la manufactura y facilitó el corte de los perfiles necesarios para la formación de cada una de las alas. Todos los cortes se realizaron mediante el uso de la máquina CROMA AIXIA Cutting System, máquina de corte con alambre caliente de tipo CNC, la cual se encuentra en las instalaciones de la empresa. Esta

máquina tiene la característica principal de realizar cortes en forma de proyección siguiendo la forma de un perfil exacto, por lo cual se facilitó de una manera esencial el procedimiento de elaboración de estas piezas.



**Ilustración 131.- Software de Corte CNC reconociendo perfiles de ala; Proyecto Galapagos UAV**

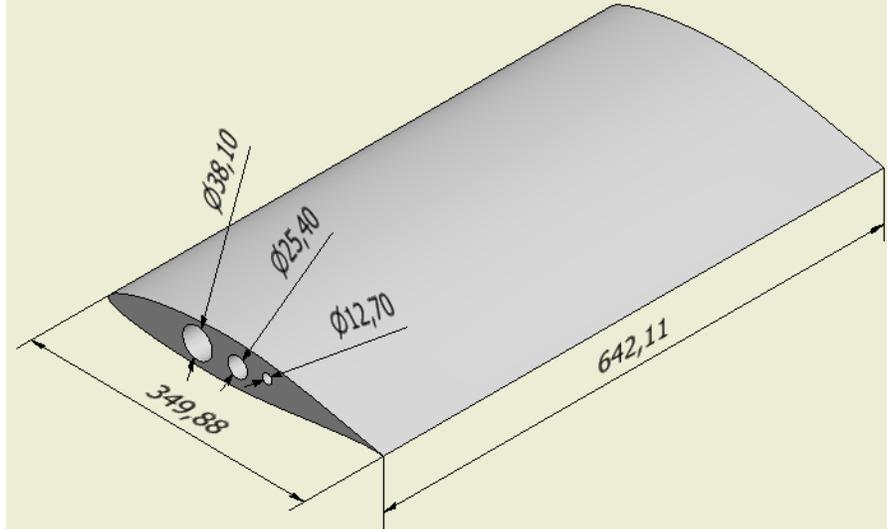
Como fue mencionado anteriormente, la manufactura de cada ala se separó en tres secciones distintas y para el desarrollo de los cortes de cada una se planteó tanto los perfiles delanteros y traseros de cada sección para poder realizar cada parte por separado. A partir de pruebas de corte en dos densidades distintas de material que surte esta empresa, se observó que para piezas de mayor tamaño el acabado superficial era superior en el poliestireno expandido de alta densidad, por lo cual se realizaron los cortes para las tres secciones en este material. Este poliestireno tiene

una densidad de  $25 \text{ kg/m}^3$  y para realizar el corte del mismo se necesito una temperatura de  $90^\circ \text{ C}$  y se utilizo un alambre de Niquelina No 34-36 para efectuar el proceso.

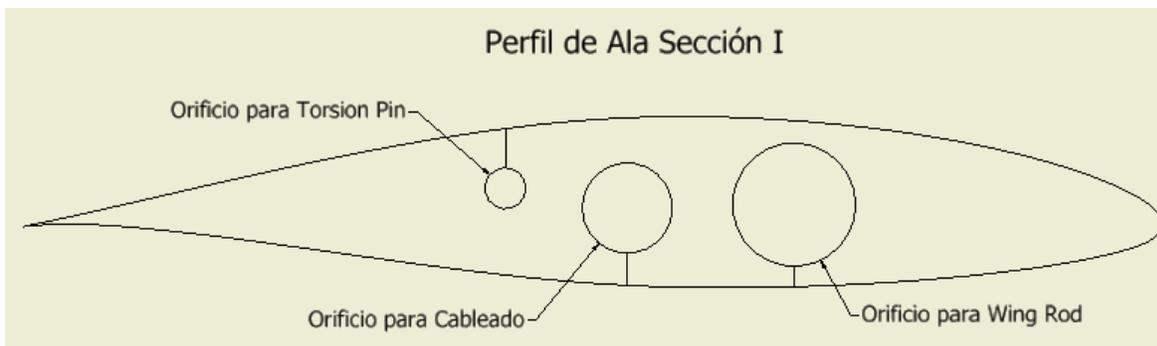
Para asegurar que los perfiles de cada sección se aproximen directamente al tamaño real que deberían tener cada una de las partes, los diseños de cada perfil fueron escalados en tamaño a 2mm de separación externa de sus bordes originales para así elaborar una nueva línea de seguimiento para el alambre. El motivo principal de este escalamiento en el perfil se debe a que el calor que genera el alambre para realizar el corte come material de manera radial a un rango relativo de 1 a 2 mm, de esta manera se evitaría que en el corte pueda generar un perfil no deseado en cada una de las secciones. A continuación se ilustraran los perfiles que fueron utilizados para el corte de cada sección del ala y se describirá los cambios de procedimiento que debieron realizarse para la sección II y III según el lado del ala y como se consiguió el ángulo de inclinación de la sección III en las piezas.

Para realizar el corte de la sección I de las alas no hubo ningún inconveniente con la misma ya que esta sección presenta un perfil continuo y uniforme por toda su extensión, y del mismo modo es la misma pieza tanto para el ala derecha como para el ala izquierda. Las líneas que conectan al perfil con los orificios son necesarias ya que el alambre sigue el contorno total del dibujo para el corte en el material y estas permiten el ingreso a las zonas de orificios internos de la sección. Esta sección tiene una longitud de 642 mm o 25.28 pulgadas entre perfiles laterales.

## Sección I: Ala Derecha-Izquierda



## Perfil de Ala Sección I

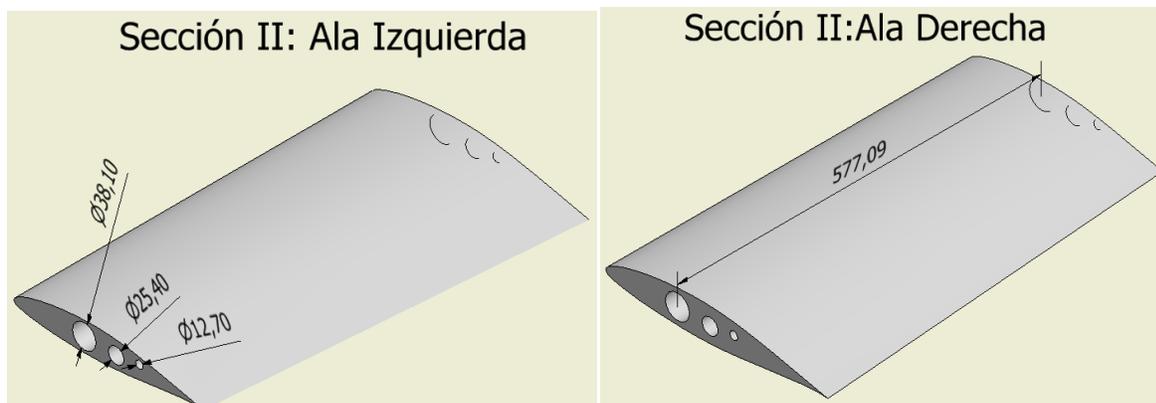


**Ilustración 132.- Modelo y Perfil de Ala Sección I; Proyecto Galapagos UAV**

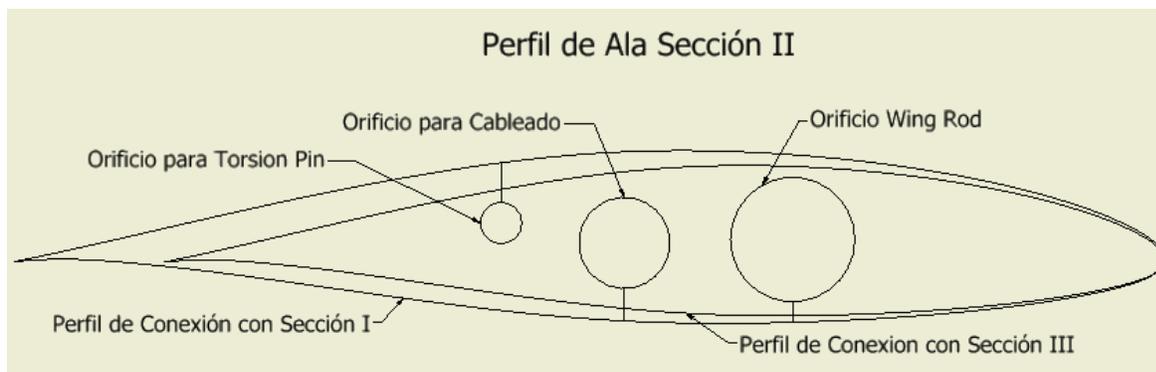


**Ilustración 133.- Corte CNC de las dos piezas de Sección I para las alas; Proyecto Galapagos UAV**

Para realizar el corte de la sección II, el principal inconveniente estaba dado por la disminución de la sección transversal de los perfiles, por lo cual para realizar estos cortes se estableció en la máquina el perfil de conexión a la sección I como línea de seguimiento frontal de corte, y el segundo perfil de conexión con la tercera sección como línea de seguimiento trasero. Para la generación de cada pieza según el lado de las alas, se utilizó los mismos dibujos pero reflejada la punta del perfil en dirección contraria. Esta sección tiene una longitud total de 577 mm o 22.72 pulgadas entre sus perfiles laterales.



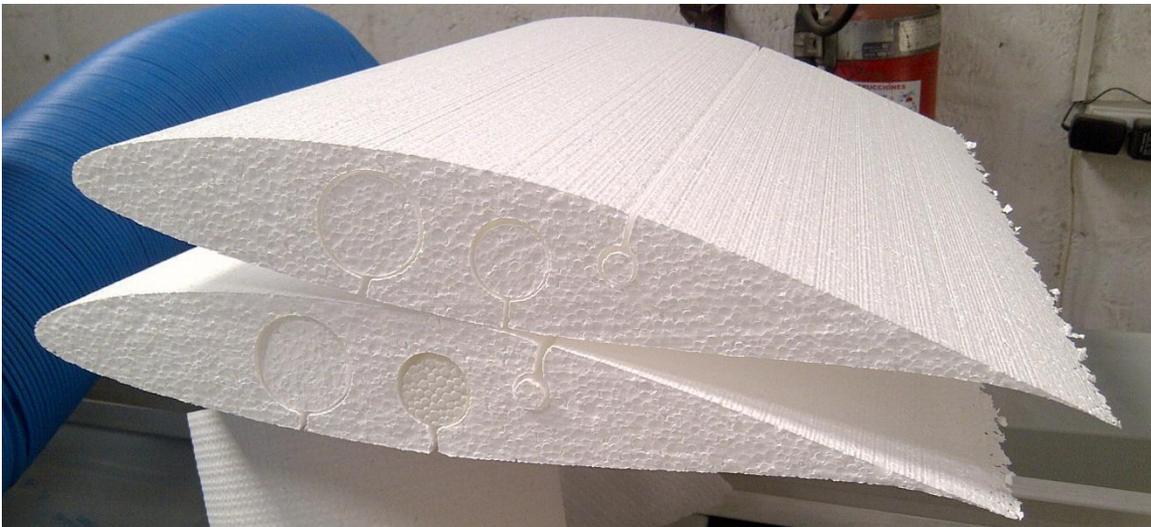
**Ilustración 134.- Modelo 3D de la Sección II del Ala; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 135., Perfil de Ala Sección II; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 136.- Corte CNC de las dos piezas de Sección II para cada ala; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 137.- Piezas de Sección II para cada ala; Proyecto Galapagos UAV**

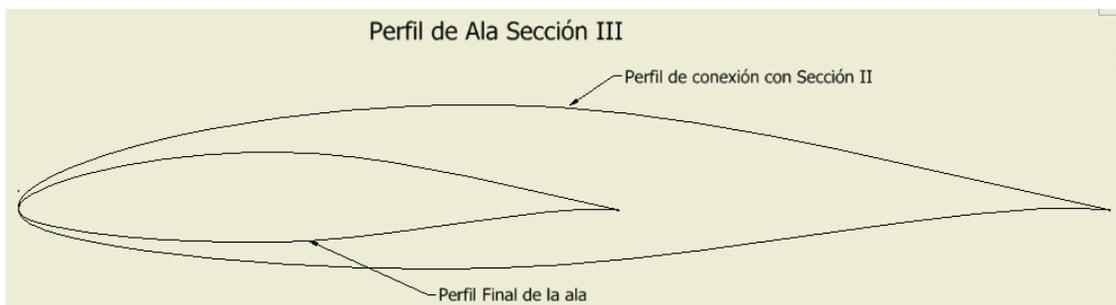
Para realizar el corte de la sección III, el principal inconveniente estaba dado por la inclinación de altura que debería tener el cuerpo de la pieza. Para facilitar la generación de esta característica se pensó realizar normalmente el corte a nivel horizontal de la pieza y posteriormente realizar un corte angular en el perfil de conexión a la sección II para de esta manera generar la inclinación adecuada para esta parte del ala. De igual manera debido a la sección transversal cambiante de los perfiles, se estableció en la máquina el perfil de conexión a la sección II como línea de seguimiento frontal del corte, y el segundo perfil como línea de seguimiento trasero. Para la generación de cada pieza según el lado de las alas, se utilizó los mismos dibujos pero reflejada la punta del perfil en dirección contraria de la misma manera que las piezas de la sección II de las alas. La longitud total de esta sección del ala es de 610 mm o 24 pulgadas y el ángulo de inclinación final de esta pieza con respecto al plano horizontal es de  $10.54^\circ$ , este ángulo se determinó a partir de una relación trigonométrica entre la altura donde está posicionado el perfil final de esta pieza respecto al perfil ubicado en el plano horizontal.



**Ilustración 138.- Modelos 3D Derecho-Izquierdo de la Sección III de ala; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 139.- Modelos 3D Derecho-Izquierdo de la Sección III de ala; Proyecto Galapagos UAV)**



**Ilustración 140.- Perfil de Ala Sección III; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 141.- Vista de corte frontal de la Sección III Ala Derecha; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 142.- Vistas de corte trasero de la Sección III Ala Derecha; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 143.- Vista de corte frontal de la Sección III Ala Izquierda; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 144.- Vista de corte trasera de la Sección III Ala Izquierda; Proyecto Galapagos UAV**

Para la generar la inclinación de estas piezas pertenecientes a la sección III del ala, se realizo un cálculo trigonométrico para realizar un corte triangular en el perfil de conexión a la sección anterior del ala. Para este cálculo se utilizo el ángulo de inclinación de  $10.54^\circ$  y la altura de perfil que tiene esta parte de la sección 45.46 mm, para así calcular que longitud de material que debería cortarse con relación al plano horizontal y realizar un corte diagonal en descenso hasta la punta original del perfil.

$$\tan(10.54^\circ) = \frac{x}{45.5} \quad \rightarrow \quad x = 8.46 \text{ mm}$$

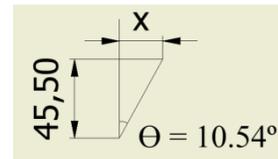


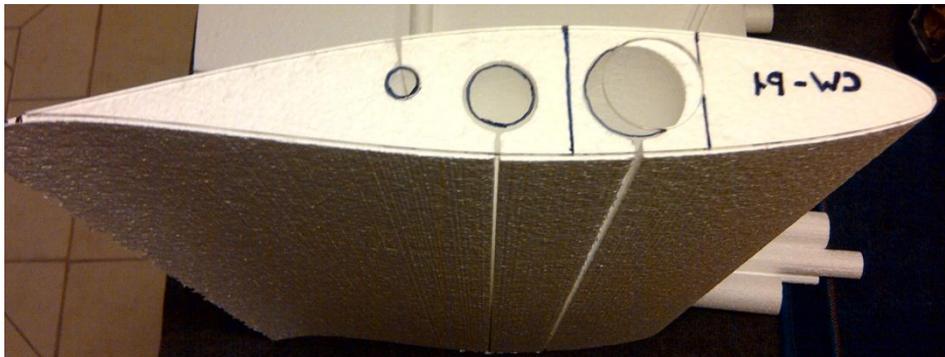
Ilustración 145.- Modelo del corte triangular de la Sección III del Ala; Proyecto Galapagos UAV



Ilustración 146.- Piezas Derecha- Izquierda de las Secciones I y III; Proyecto Galapagos UAV



**Ilustración 147.- Conjunto Total de Piezas Derecha-Izquierda para el Ala; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 148.- Comprobación de dimensiones para perfiles de cada sección; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 149.- Comprobación de dimensiones para perfiles de cada sección; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 150.- Ensamble Total del ala con Secciones I y II Derecha-Izquierda; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 151.- Ensamble Total del ala con Secciones I y II Derecha-Izquierda; Proyecto Galapagos UAV**

Para comprobar las dimensiones exactas de los perfiles laterales de cada sección de las alas, este proyecto manufacturo perfiles planos de cada uno de los 3 perfiles de sección cambiante de las piezas para tener como referencia el acabado y resultado de cada pieza.

#### 4.1.2.1.2. Recubrimiento Superficial de las Piezas

Para el recubrimiento superficial de estas piezas este proyecto implemento por primera vez en la universidad el uso de materiales compuestos para la manufactura de elementos, es decir se generaron los primeros procesos de uso de de materiales tipo composites para la producción de piezas. En este caso el material compuesto selecto para estos procesos fue un composite de tipo fibroso con matriz termoestable, este composite está formado por resinas epoxi y un refuerzo estructural de fibra de vidrio tipo S, normalmente utilizado para la elaboración de elementos aeronáuticos. Para comenzar el uso de estos materiales en las piezas finales de las alas, primero se realizaron diferentes pruebas de procedimientos tanto de colocación de fibras, mezcla de compuestos, curado y secado de material, y también preparación de superficies para la implementación de la fibra de vidrio, para que de esta manera puedan obtenerse unos resultados totalmente satisfactorios en el producto final deseado para estos elementos.

Una vez comprobado el proceso de trabajo para el uso de este material compuesto y teniendo elaboradas las piezas referentes a las 3 secciones de cada parte lateral del ala, el primer procedimiento que realizo este proyecto fue depurar el acabado superficial de cada una de las secciones para asegurar la característica completamente lisa de todas las superficies y tener el diseño de perfil lo más exacto posible con referencia al preestablecido aerodinámicamente. Para este procedimiento, se utilizaron una secuencia de lijas de agua que puedan ir devastando la superficie de las piezas de poliestireno sin la necesidad de causar desmembramiento de material o perforaciones en la superficie. Las lijas escogidas para este proceso fueron 180, 220, 300 y 400, para de esta manera comenzar un desbaste fuerte inicial y finalizar con un acabado fino en las últimas pasadas.

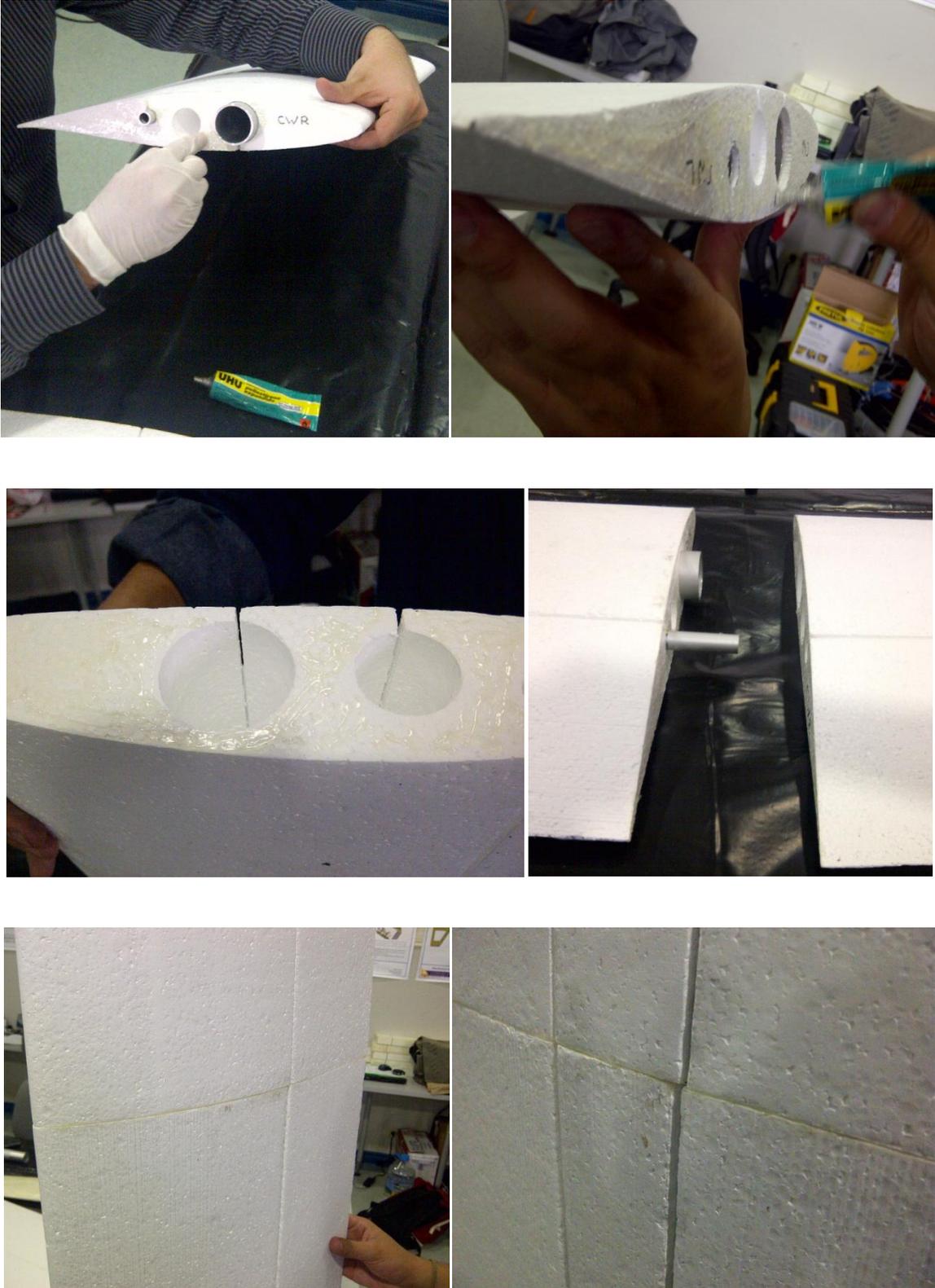


**Ilustración 152.- Proceso de lijado de secciones del ala; Proyecto Galapagos UA**



**Ilustración 153.- Piezas de secciones lijadas con superficie totalmente lisa; Proyecto Galapagos UAV**

Posteriormente a este proceso, se procedió a realizar la unión entre secciones I y II de cada ala para realizar el recubrimiento de estas partes como una pieza solida completa y evitar el uso de uniones tipo junta entre estas partes posteriormente. Para este proceso, se utilizó un pegamento especial de contacto de poliestireno UHU, el cual se fue colocado en cada cara que iba a conectarse de cada sección y con el uso de la tubería estructural se permitió el alineamiento entre las piezas para asegurar la posición exacta de las partes en este proceso de adherencia para la formación de cada ala.



**Ilustración 154.- Adhesión de Secciones I y II para Ala Derecha e Izquierda; Proyecto Galapagos UAV**

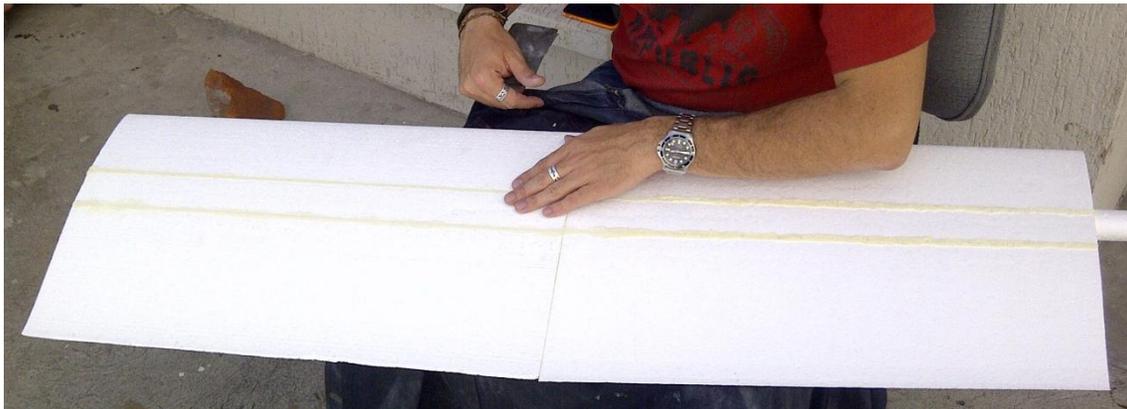


**Ilustración 155.- Adhesión de Secciones I y II para Ala Derecha e Izquierda; Proyecto Galapagos UAV**

Después de tener las dos secciones de las alas totalmente conectadas se procedió a sellar las líneas longitudinales generados por el alambre caliente en la creación de los orificios internos durante la elaboración de los perfiles, esto procedimiento se realizo a partir del uso de espuma de poliuretano para generar un sellamiento de estas zanjas de un material muy parecido en características al poliestireno expandido de las alas.



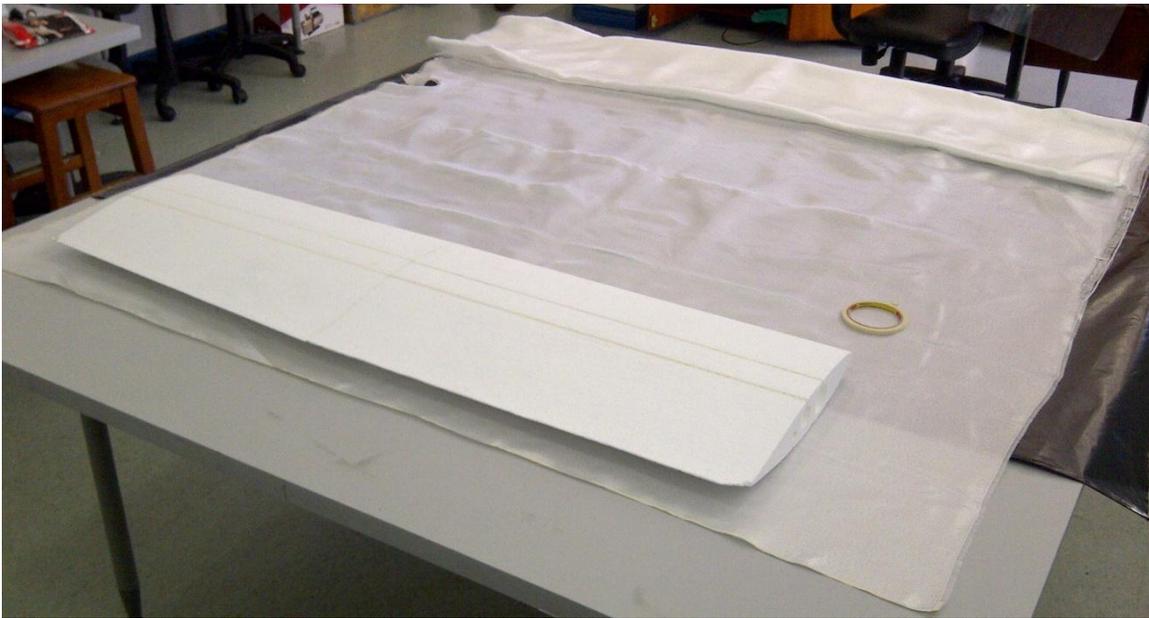
**Ilustración 156.- Sellado de zanjas longitudinales con espuma de poliuretano; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 157.- Proceso de Sellado de zanjas longitudinales en alas; Proyecto Galapagos UAV**

Posteriormente a este sellado se aseguró que las piezas vuelvan a tener la superficie totalmente lisa retirando el exceso de espuma de poliuretano solidada de los perfiles, este proceso se realiza con el uso de una cuchilla y lijas para dar el acabado a las piezas. Al tener listos estos

elementos se procedió a la colocación de los materiales compuestos, partiendo así con la adhesión de la fibra de vidrio a la superficie de las alas. Este proceso se realiza cortando la cantidad de fibra de vidrio necesaria para la cobertura del área superficial de cada ala y mediante el uso de un pegamento rápido de aerosol se adhiere este tejido de manera uniforme asegurando que no existan ondulaciones o fallas sobre la superficie.



**Ilustración 158.- Corte y Adhesión de Fibra de vidrio sobre las alas; Proyecto Galapagos UAV**

Terminada la adhesión de la fibra de vidrio a las piezas, se comienza el proceso de resinado preparando la cantidad necesaria del compuesto de resina epoxi que se necesita para cubrir el área total de fibra de vidrio. De igual manera para agilizar el tiempo de trabajo se prepara todos los elementos necesarios para realizar el proceso, como herramientas y el sistema de vaciado para así tener todos los componentes listos y realizar el curado y secado del material. Al tener listos estos elementos, se procede mediante el uso de espátulas a la colocación uniforme del compuesto de resina sobre la superficie de las piezas, y se asegura que la cantidad de material sea el mismo en toda la superficie ejerciendo presión con la espátula para retirar el exceso de compuesto que pueda generarse en ciertas posiciones. En este caso a partir de un cálculo de área relativa que se necesita resinar en cada una de las alas, se determinó que para cubrir las dos secciones de cada ala se necesita una cantidad aproximada de 220 g de compuesto, el cual se formo a partir de 175 g de Resina Epoxi PR2032 y 47.25 g de Endurecedor Epoxi PH3660. Para conseguir las propiedades correctas del material es fundamental tener en cuenta las medidas exactas en peso de estos elementos y asegurar la generación de una mezcla homogénea entre ambos.



**Ilustración 159.- Materiales y Herramientas para Proceso de Resinado; Proyecto Galapagos UAV**

Completado el proceso de resinado de toda el área superficial de cada ala y eliminando el exceso de resina que podía existir en las superficies, se procede a la colocación de las piezas en bolsas de plástico para realizar el proceso de vacuum bagging y curado del material. Antes de continuar con este proceso, una vez que las piezas fueron colocadas en bolsas individuales, se implemento un sistema de mejoramiento de bordes o filos para los elementos. Este sistema funciona a partir de la colocación de retazos de cartón que generen aplastamiento justo en la terminación del objeto solido, y de esta manera aseguran que la fibra de vidrio termine en forma de lamina recta y se adhiera completamente a los filos de las piezas.

Una vez implementado este sistema, se colocó una tira de algodón y la toma de la boquilla continuamente a estos retazos y se procedió al sellado de las bolsas mediante el uso de tiras de cinta doble faz y silicona liquida para asegurar que no existan fugas de aire en el procedimiento. Posteriormente al sellado de bolsas, se conectó las mangueras de succión justo en la ubicación de la toma de la boquilla y se encendió la bomba de vacio para generar el proceso de vaccum bagging en cada uno de los elementos. Para asegurar el sistema de terminación de los bordes y la compactación de la fibra residual externa, a cada pieza se colocaron objetos que generen peso o presión encima de los cartones y se elevó el lado contrario de las piezas para asegurar que el filo tenga una terminación negativa como el diseño de cada perfil. Este proceso se realizo en cada una de las alas y se utilizo el vacuum bagging para asegurar la adherencia de la fibra de vidrio a la superficie y para que los excesos de resina fluyan uniformemente por toda la superficie de cada elemento.



**Ilustración 160.- Proceso de Curado y Vacuum Bagging de Secciones I y II; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 161.- Sistema de Compactación para terminado de bordes; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 162.- Proceso de Curado y Vacuum Bagging en las dos Alas; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 163.- Resultado Final de Ala conjunta Secciones I y II; Proyecto Galapagos UAV**

Obtenidas estas dos secciones conjuntas de cada ala, este proyecto continuo con la elaboración del revestimiento de la sección III de cada una de las alas y se realizó el mismo procedimiento completo para la implementación de la fibra de vidrio en cada uno de los elementos. Para este proceso, se necesitó una cantidad alrededor de 75 g de compuesto de resina por cada pieza, y para su formación se utilizó 60 g de Resina Epoxi PR2032 y 14.85 g de Endurecedor Epoxi PH3660. Para conseguir las medidas exactas de peso se utilizó una balanza eléctrica.

A diferencia del proceso anterior, debido al tamaño inferior de estas piezas, el vacuum bagging y proceso de curado fue realizado dentro de una misma bolsa plástica. Este

procedimiento aseguraría que ambas piezas tengan el mismo tratamiento de secado y adherencia del material compuesto al material base de polietileno. Del mismo modo, otra diferencia entre este proceso y el anterior fue la elaboración de bordes exactos en el perfil final de las piezas, ya que estos son la culminación del ala y debía realizarse un pegado detallado de la fibra de vidrio a la cara y bordes con cortes exactos que se adhiran a ese perfil más pequeño de la pieza.



**Ilustración 164.- Corte y Adhesión de Fibra de Vidrio para Sección III del Ala; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 165.- Proceso de resinado de las dos piezas de Sección III; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 166.- Sistema de Compactación de bordes en piezas de Sección III; Proyecto Galapagos UAV**



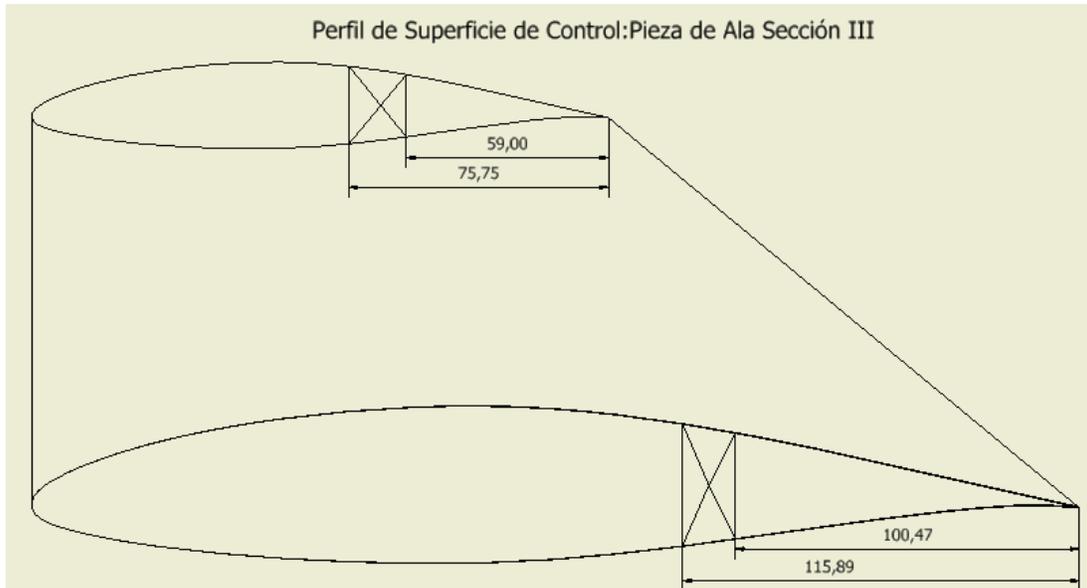
**Ilustración 167.- Sellado de bolsa y Proceso de Curado en piezas de Sección III; Proyecto Galapagos UAV**

#### 4.1.2.1.3. Acabados Finales de Diseño

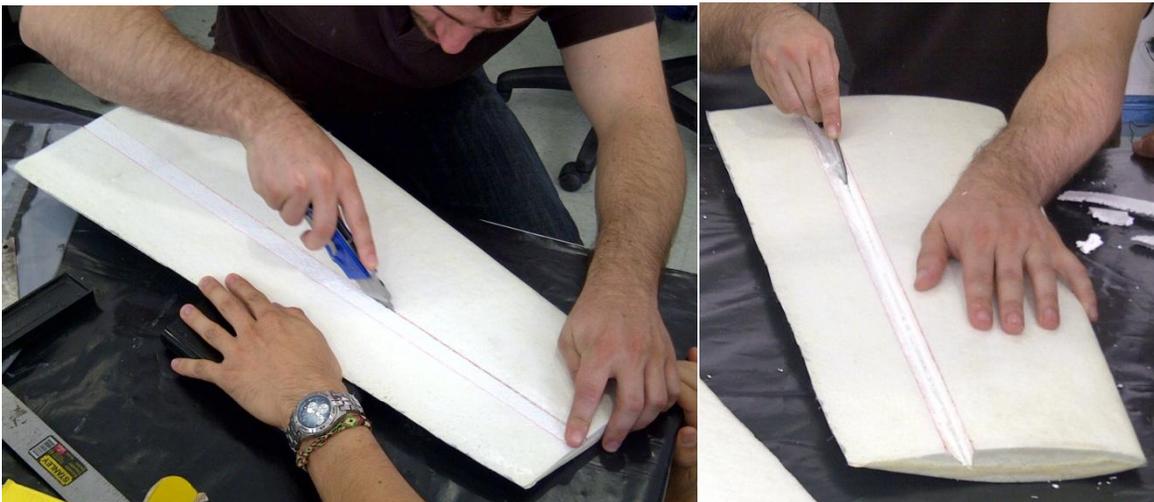
Al terminar el curado y secado de todas las piezas que conforman cada una de las alas, el proceso final de manufactura que necesitan estos elementos es la conexión entre la sección I-II ya conjunta y la sección III de estos elementos. Antes de culminar con este procedimiento, el

diseño real de las alas precisa de ciertos procesos rápidos que darían los acabados finales que necesitan estas piezas. Uno de los procesos que debe realizarse es la generación de las superficies de control o flaps que presentan las piezas referentes a la sección III de las alas, y el otro es el destaje de material que debe realizarse en la parte central de cada ala perteneciente a la sección I para permitir el encaje de las mismas en la pieza central y que estas no tengan contacto con el motor o con cualquiera de sus componentes.

Para desarrollar la creación de los flaps o superficies de control de las alas, se pensaron diferentes alternativas de manufactura y entre ellas la principal era el corte total de la parte y la incrustación de bisagras en cada elemento para lograr el movimiento del flap. Esta idea parecía ser muy efectiva pero debido a la dificultad para la implementación de bisagras o algún sistema de movimiento se descarto completamente el procedimiento. Gracias al contacto de uno de los miembros del Proyecto Galapagos UAV con la empresa Brock Technologies, generadora de vehículos UAVs en Estados Unidos, este proyecto tuvo la oportunidad de participar en diferentes charlas de “Mentoring” o intercambio de ideas para el conocimiento. De una de estas sesiones, se llevo a obtener una alternativa totalmente nueva para la elaboración de los flaps, y fue la que se implemento para la manufactura de los mismos en este prototipo. Esta idea parte de la generación de un destaje triangular por la parte inferior de las piezas sin que este llegue a dañar la capa de fibra de vidrio que cubre la parte superior del perfil. De esta manera se utilizaría la misma fibra de vidrio como una bisagra que genere conexión entre las dos partes de la pieza y permita el movimiento de las superficies de control. Para este procedimiento se trazó las dimensiones exactas de los flaps en la parte inferior de cada pieza de sección III, y se procedió a la eliminación de fibra de vidrio y poliestireno mediante el uso de una cuchilla de corte.



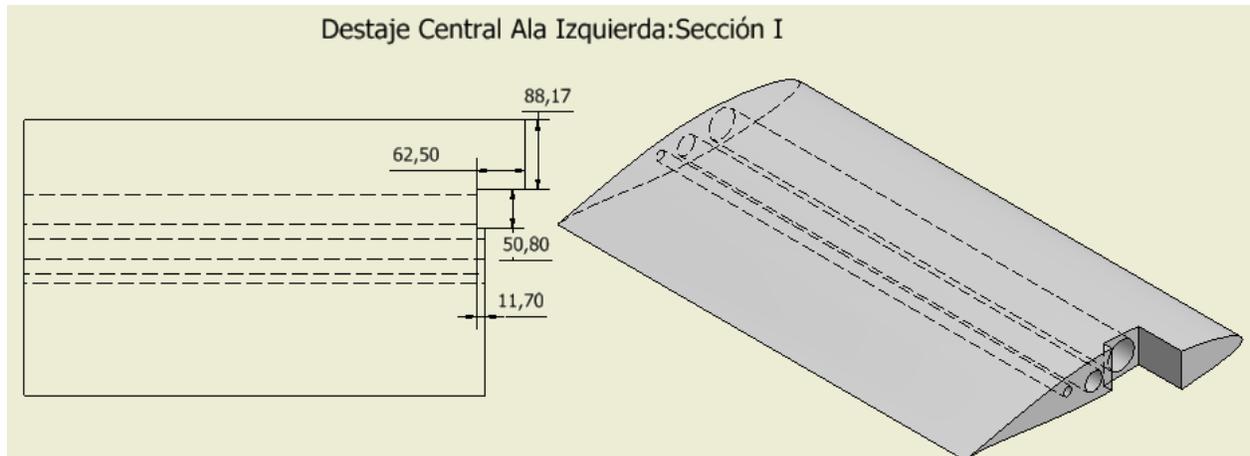
**Ilustración 168.- Dimensiones de Flaps para las piezas de Sección III; Proyecto Galapagos UAV**



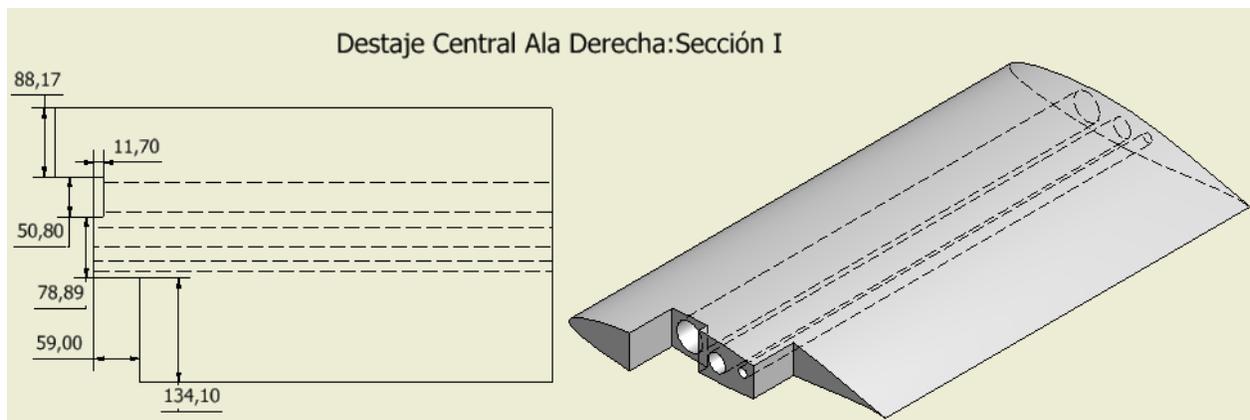
**Ilustración 169.- Desarrollo de Flaps en piezas de Sección III; Proyecto Galapagos UAV**

Tras la elaboración total de las superficies de control, este proyecto continuó con el desarrollo de los destajes necesarios para el encaje natural de las alas en la pieza central del prototipo. Mediante el desarrollo de pruebas de corte anteriores a este proceso, se descubrió que la fibra de vidrio protege el cuerpo de poliestireno de las alas para que estas puedan ser cortadas

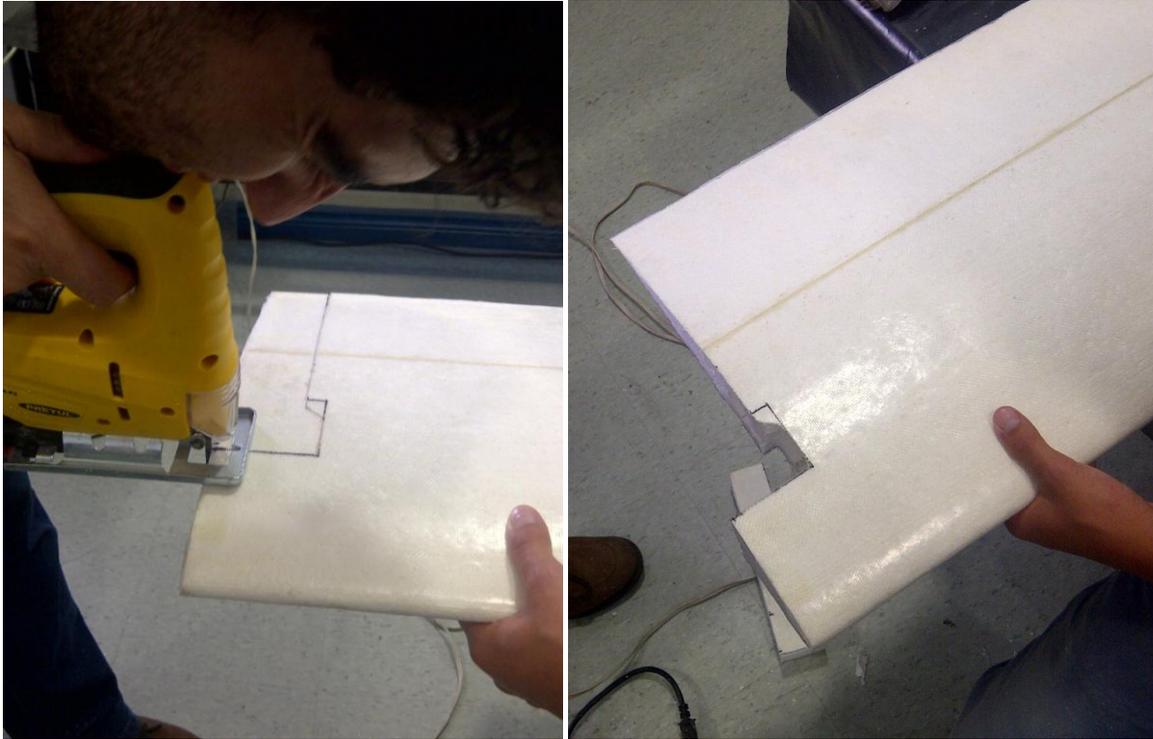
directamente con el uso de cierras. Aspecto que llevo a implementar el uso de una caladora para cortar los destajes necesarios en cada una de las alas. A continuación se ilustra el destaje necesario para cada ala según el lado donde se ubique en el prototipo:



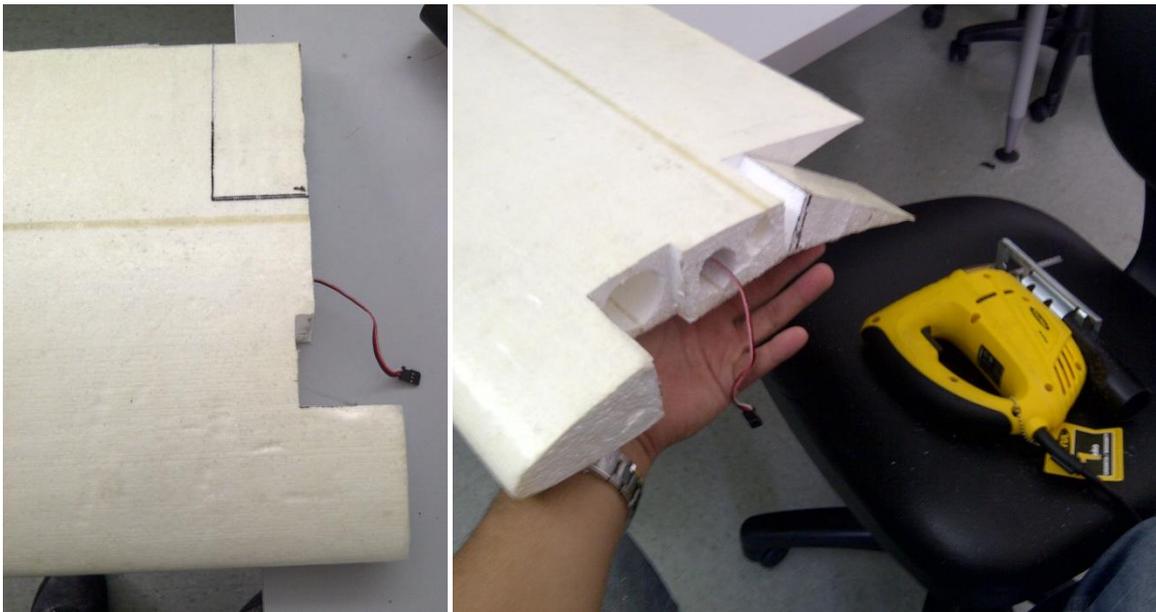
**Ilustración 170.- Destaje Central del Ala Izquierda en la pieza de Sección I; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 171.- Destaje Central del Ala Derecha en la pieza de Sección I; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 172.- Elaboración de Destajes Centrales en Alas; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 173.- Elaboración de Destajes Centrales en Alas; Proyecto Galapagos UAV**

Con el acabado final de la sección III y la sección unida I-II, el proyecto terminó la manufactura de las alas realizando la unión tipo junta entre estas dos piezas. Para este proceso se utilizó primeramente la pega de contacto para poliestireno UHU para asegurar la adherencia de las dos superficies a pegarse de cada pieza, y para confirmar el ángulo de inclinación de la sección III se colocó objetos debajo de este elemento midiendo la altura de referencia que debería tener con respecto al plano horizontal. Luego de permitir la unión de estas dos piezas, este proyecto procedió a elaborar una especie de junta a partir del uso de un retazo de fibra de vidrio que se comporte como adhesivo estructural solapado a la superficie de las dos piezas. A partir de pruebas realizadas para confirmar el uso de este proceso, el proyecto utilizó un retazo de fibra de vidrio que cubra un 10% de la longitud total de cada pieza. Motivo por el cual se escogió un retazo con dimensiones de 120 mm de ancho y de largo se lo midió una vez pegado el tejido a la superficie. Para la finalización de la junta se colocó compuesto de resina epoxi sobre la fibra de vidrio, y se la dejó secar y curar al ambiente debido a la dificultad de elaborar un proceso de vacuum bagging en ese segmento de los elementos.



**Ilustración 174.- Adhesión de piezas de Sección I-II con Sección III; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 175.- Adhesión de Fibra de Vidrio para Elaboración de Junta en Ala; Proyecto Galapagos UAV**

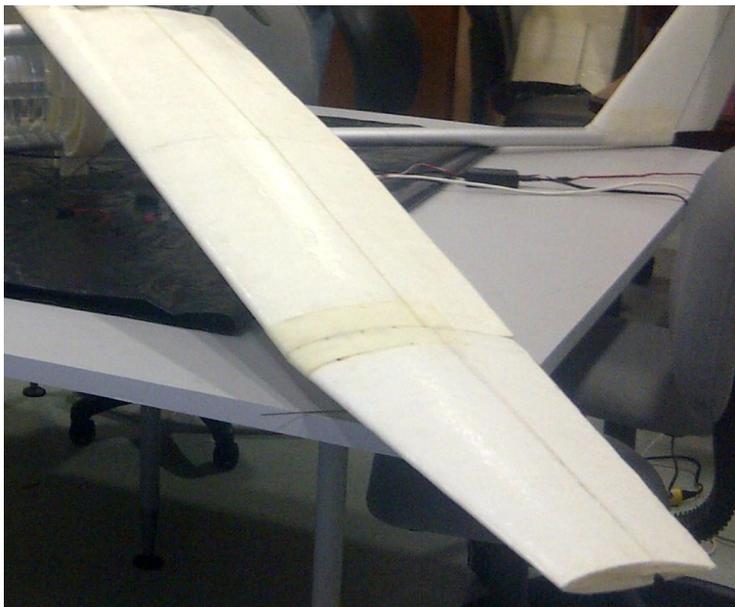


**Ilustración 176.- Proceso de Curado en Junta Estructural de Alas; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 177.- Proceso de Curado en Junta Estructural de Alas; Proyecto Galapagos UAV**

Los planos estructurales y mecánicos de cada una de las alas serán presentados en los anexos de este documento. El resultado final en peso total de cada una de las alas fue alrededor de 1.1 kg, pero debido a los destajes distintos que poseen cada una el peso exacto del ala derecha es de 1113 g y el del ala izquierda es de 1126 g. Una vez colocados sus tubos estructurales y los servos de control, los pesos fueron de 1822,8 g en el ala derecha, y 1887.2 g en el ala izquierda.



**Ilustración 178.- Resultado Final de Ala Izquierda; Proyecto Galapagos UAV**



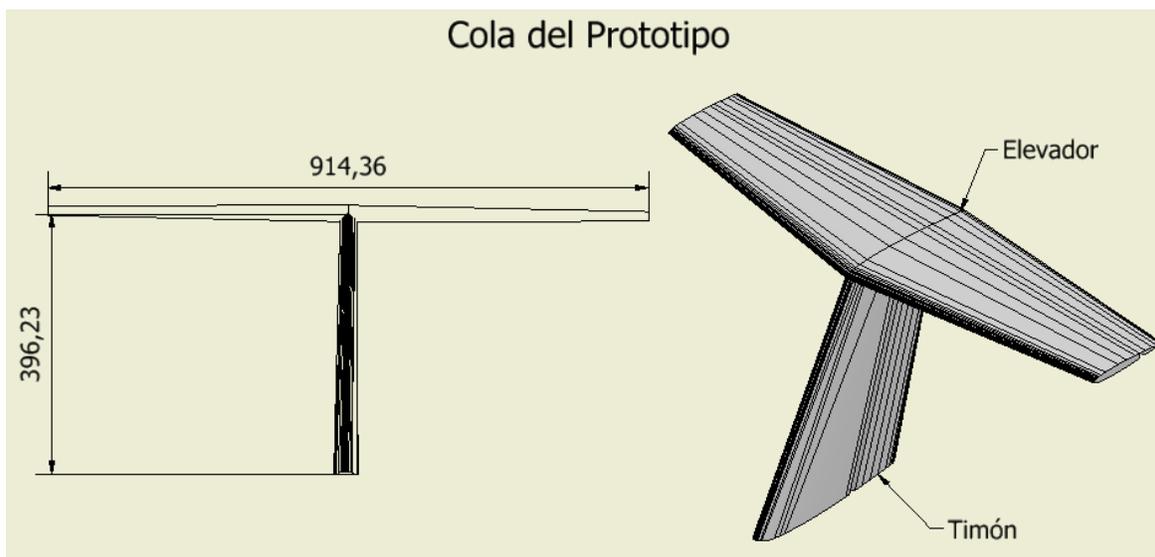
**Ilustración 179.- Resultado Final de Alas Ensambladas en Prototipo; Proyecto Galapagos U**

#### 4.1.2.2. Cola

La cola del avión comprende otra de las partes más importantes del prototipo, esta también se encarga de proporcionar parte de la sustentabilidad aerodinámica de vuelo ya que proporciona la estabilidad horizontal y vertical del vehículo. Esta pieza representa la parte trasera del avión y para este proyecto se ha implementado por diseño una cola tipo T, donde se resalta una parte vertical donde se encuentra el timón, y una parte horizontal que se asienta en la pieza antes mencionada donde se encuentra el elevador del prototipo. El funcionamiento de vuelo depende directamente de la posición angular que tenga el perfil de la parte horizontal de la cola, ya que a partir de esta se controlará la nivelación del vuelo vehículo según la posición de su centro de gravedad.

Esta pieza representa otra de las superficies aerodinámicas del avión y para su manufactura se decidió construirla en dos secciones distintas referentes a cada una de sus partes. Es decir se elaboró la parte vertical y la parte horizontal por separado para posteriormente unir las

en un ensamblaje final de los dos elementos. Del mismo modo que el ala central del prototipo, esta pieza se decidió construirla a partir de cortes CNC de poliestireno para generar el cuerpo solido de sus perfiles, y posteriormente proceder al revestimiento de estas piezas con el uso de materiales compuestos, que en este caso sería la fibra de vidrio y la resina epoxi, para satisfacer las condiciones de peso liviano, estructura mecánica resistente, y por último, adaptación a condiciones ambientales que deberían tener estos elementos para conformar la cola del prototipo. La altura total de la cola tiene 396.24 mm desde su base de apoyo al punto centro de la pieza horizontal, y la envergadura total su parte horizontal tiene 914,4 mm de longitud.



**Ilustración 180.- Plano de envergadura total de ala para el prototipo; Proyecto Galapagos UAV**

Esta fue una de las piezas que este proyecto de manufactura no altero en su totalidad el diseño establecido por el equipo de diseño aerodinámico del avión, pero simplemente se implemento unos destajes internos en su acabado final para que el cableado referente a los servos de las superficies de control no puedan ser ocultos a la vista. El proceso de manufactura de estas piezas de desarrollo de igual manera en tres subprocessos principales de producción, donde: el primero implica el conformado físico del cuerpo las partes, el segundo es el proceso de

revestimiento o recubrimiento superficial de las piezas, y el último, en este caso al ensamblaje total de los dos elementos y a los acabados finales para lograr el ensamblaje de esta pieza al prototipo. En el caso de la cola, los primeros dos subprocesos serán descritos por separado en cada una de las partes manufacturadas, y posteriormente se describirá el ensamblaje total de la pieza a partir de estos dos elementos y los procesos de acabado para la elaboración de superficies de control en cada una de las partes.

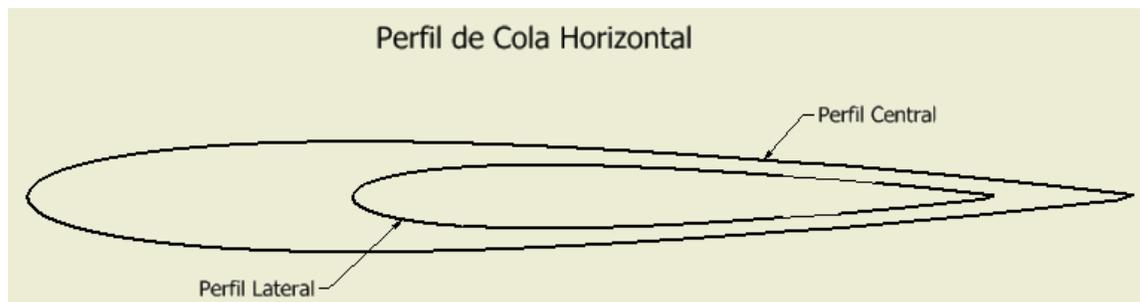
#### 4.1.2.2.1. Pieza Horizontal con Elevador

La pieza horizontal de la cola o cola horizontal del prototipo es la parte que permite la estabilización horizontal del avión. Normalmente esta pieza tiene implementadas superficies de control conocidos como elevadores, los cuales permiten el movimiento de ascenso o descenso del vehículo con referencia al plano vertical. En el caso de este prototipo, la cola horizontal tiene un solo elevador que conforma toda la extensión lateral de la pieza.

Para la manufactura de esta pieza, este proyecto desarrollo el mismo procedimiento que para todas las secciones del ala central del prototipo. Es decir, primeramente se genero el corte de los perfiles en poliestireno gracias a la Empresa Verton Poliuretanos, quienes surtieron el material y realizaron los cortes mediante el uso de su máquina de corte con alambre caliente CNC.

Para realizar este corte, debido a las características de sección transversal cambiante que tiene la pieza desde su parte central, este proyecto tuvo que dividir la manufactura de la pieza en dos partes idénticas para cada lado del elemento. De esta manera, se realizó el corte colocando el perfil lateral de menor tamaño como guía de corte trasero y el perfil central de mayor tamaño como línea de corte frontal de un lado de la pieza. Consecuentemente para el corte del otro lado

de la misma, lo único que se hizo es reflejar el dibujo de perfiles con respecto al eje vertical para que la punta del perfil quede en sentido contrario y el corte genere el elemento para lado opuesto. Para la manufactura de estas dos partes de la pieza, el proyecto utilizó poliestireno de menor densidad ya que en cuerpos de menor tamaño como estos al utilizarse poliestireno de mayor densidad se necesita una temperatura mayor para el corte y los acabados de bordes y aristas no son los adecuados para la elaboración. Por esta razón, se usó poliestireno expandido de  $15 \text{ kg/m}^3$  para la elaboración de cada lado de esta pieza y se desarrolló el corte a una temperatura de  $70^\circ \text{C}$  para generar un mejor acabado en las secciones terminales de las superficies. Cada una de las partes laterales que conforman esta pieza tiene una longitud de 457.2 mm, y la unión de ambas forma la cola horizontal con envergadura de 914.4 mm o 36 pulgadas de extensión. A continuación se ilustrará el perfil de corte utilizado para cada lado de la cola horizontal:



**Ilustración 181.-Perfil de Corte para cada lado de la Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 182.-Corte de Pieza Derecha para Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV**

Después de realizar el corte de las dos partes laterales de la cola horizontal, este proyecto continuó con la generación del revestimiento con materiales compuestos para esta pieza. Debido a la dificultad de operación en la colocación de fibra de vidrio en los dos elementos formando una pieza única, este proyecto decidió recubrir con fibra de vidrio individualmente a cada una de las piezas y posteriormente formar una junta en su unión para conformar la pieza total de la cola horizontal.

Para este proceso, este proyecto comenzó con la depuración superficial de cada una de las piezas con el mismo uso secuencial de lijas 180, 220, 300 y 400 para generar una superficie lisa en las mismas. Realizado este proceso, se cortó la cantidad de fibra de vidrio necesaria para cubrir el área superficial de cada elemento y se adhirió este tejido a cada una de las piezas con el uso de pegamento rápido en aerosol asegurando que la superficie no tenga ninguna falla o deformación. De igual manera que en la sección III del ala, estos dos elementos contemplan en sus perfiles laterales partes terminales de pieza y para asegurar la generación de sus bordes se tuvo mucho cuidado en el corte y pegado de la fibra que los filos queden totalmente adheridos al perfil de poliestireno.

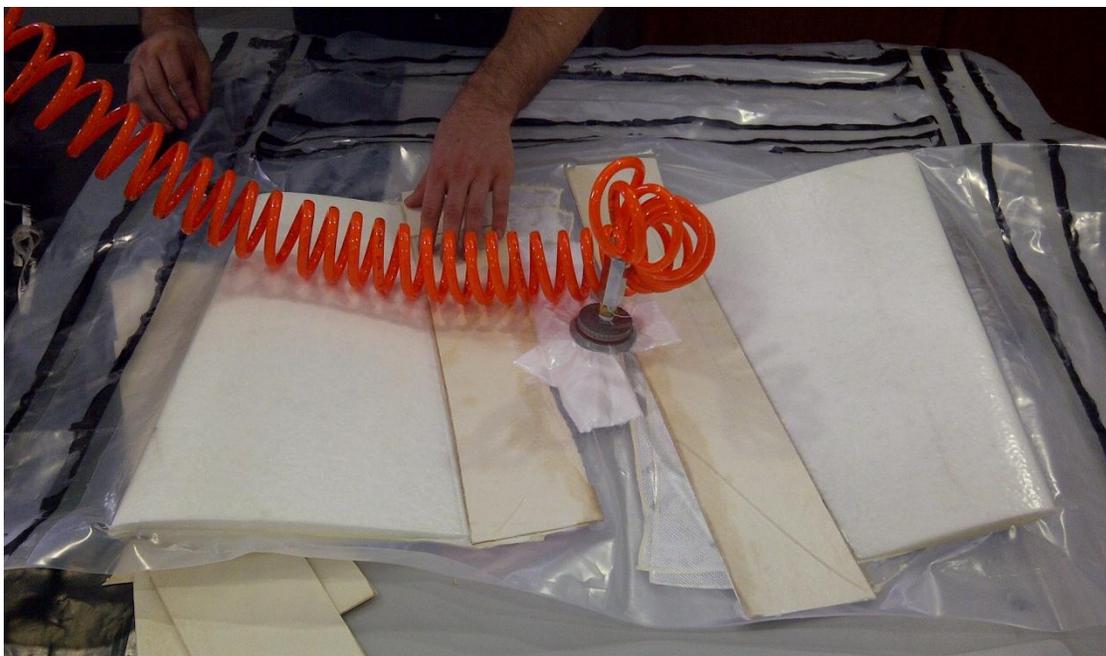


**Ilustración 183.- Pegado de Fibra de Vidrio en Piezas para Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV**

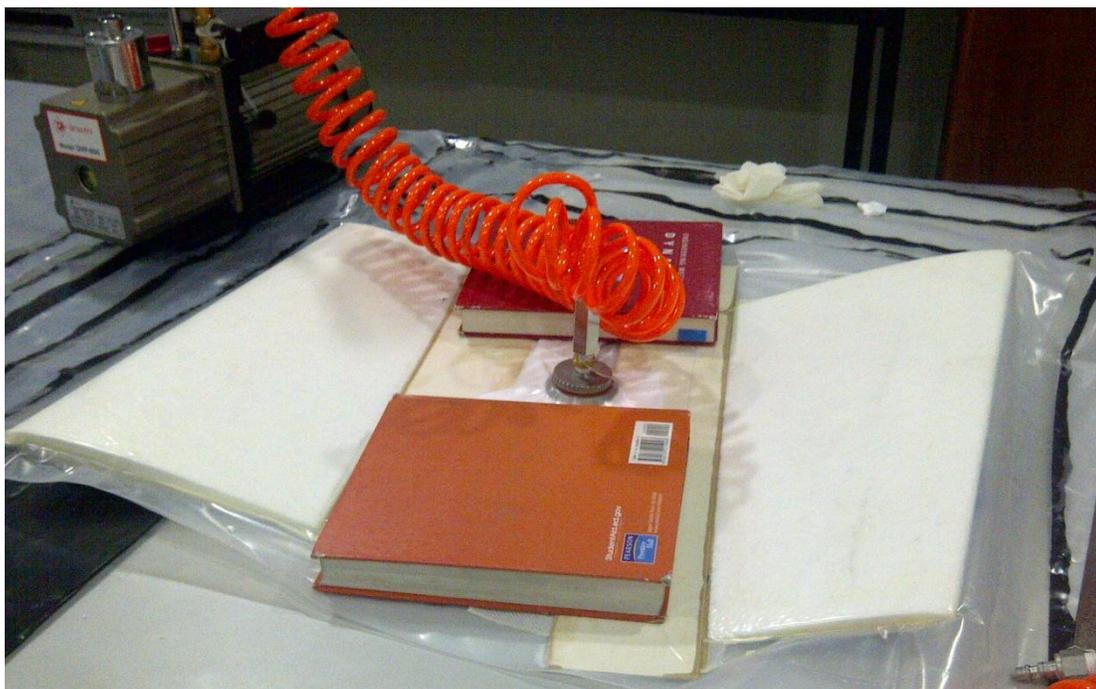
Una vez adherida la fibra al cuerpo base de poliestireno, este proyecto continuo con el resinado de cada elemento y utilizo una cantidad de 63.5 g de resina compuesta por cada elemento, formada a partir de 50g de Resina Epoxi PR2032 y 13.5 g de Endurecedor Epoxi PH3660. Nuevamente se aseguro con el uso de espátulas que no existan excesos de resina en la superficie de las piezas y se continúo con el Vacuum Bagging de las mismas un una sola bolsa de vaciado para asegurar las características similares de curado y secado para los dos elementos. En este proceso se utilizo de igual manera el sistema de compactación de bordes mediante el uso de retazos de cartón justo en donde el material solido de cada elemento terminaba y donde la fibra de vidrio tenía que formar un borde o filo en el segmento. Tras conseguir el secado y generación del material compuesto en la superficie de estos elementos, este proyecto continuo con la elaboración de la junta entre las dos partes para la generación de una sola pieza. Para lograr este objetivo, tuvo que cortarse los retazos salientes de fibra de vidrio que tenían los perfiles centrales de cada pieza y se coloco pegamento de contacto para poliestireno en la cara de los mismos para posteriormente unir las piezas en este segmento.



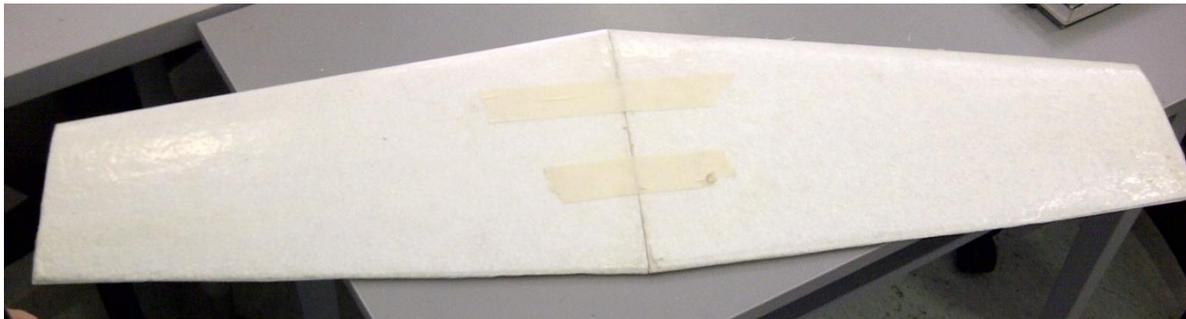
**Ilustración 184.- Resinado de Pieza Derecha para Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 185.- Colocación de Sistema de Compactación de Bordes; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 186.- Proceso de Vacuum Bagging para Piezas de Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 187.- Pegado de Elementos para formar la Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV**

Después de generar la formación de una pieza conjunta para la cola horizontal, se procedió a generar el soporte tipo junta entre los dos elementos con el uso de un retazo de fibra de vidrio solapada en las dos superficies de cada pieza. Tomando en cuenta el 10% de la longitud total de esta pieza ya que ambos elementos tienen la misma longitud de largo, se implementó el uso de un retazo de 10 mm de ancho y de largo suficiente para cubrir toda la sección transversal de la pieza. Cortado el pedazo de tejido, éste fue adherido con pegamento rápido en aerosol a las superficies de cada parte y posteriormente se volvió a realizar un resinado en esta sección para que la estructura de la junta dependa totalmente de la capacidad mecánica del material compuesto. Para asegurar que esta unión esté completamente adherida en estas superficies y no

generar un ancho significativo en la pieza final por el solapamiento de otra capa de material en esta sección, este proyecto decidió realizar el proceso de Vacuum Bagging en este segmento y de esta manera se aseguro la estilización de la junta para la formación de la cola.



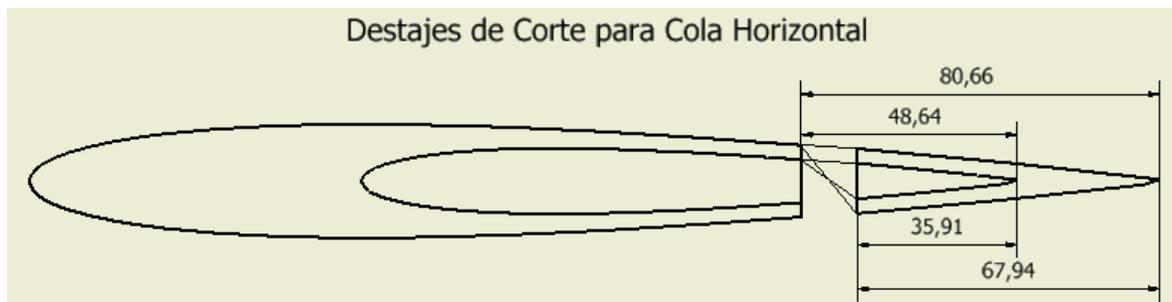
**Ilustración 188.- Adhesión de fibra en Junta entre Piezas para formar la Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV**



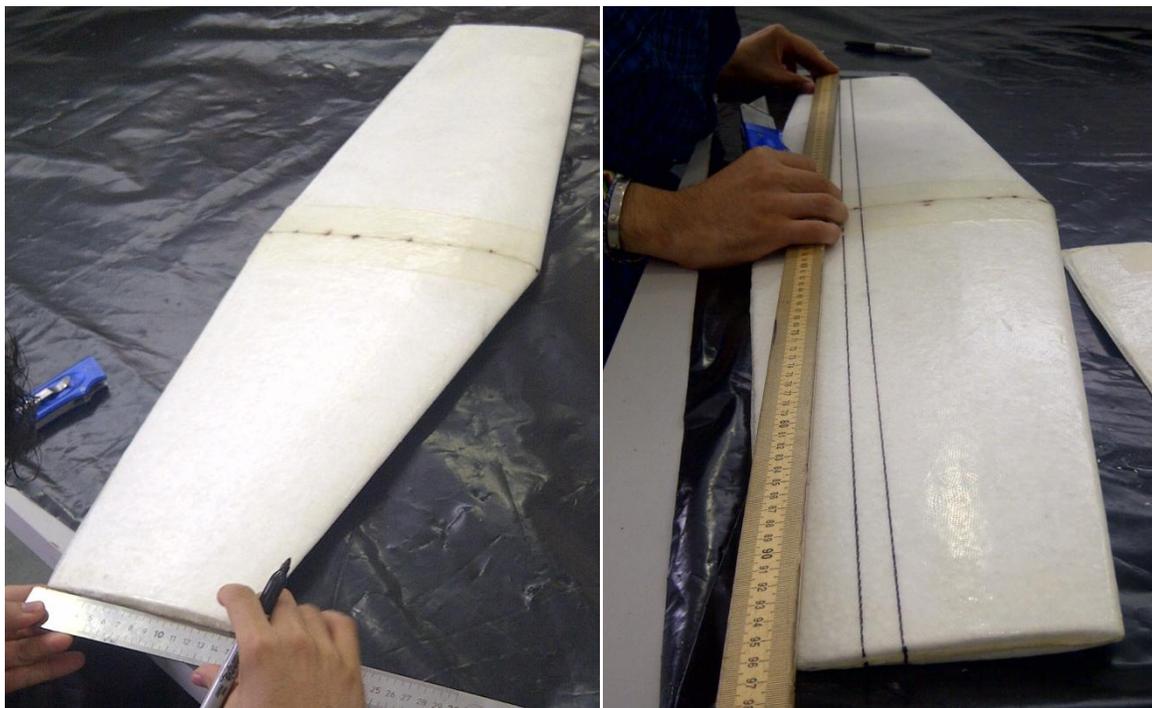
**Ilustración 189.- Proceso de Junta entre Piezas para formar la Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV**

Completada la generación de la pieza en forma de cuerpo solido, el detalle final de manufactura esta dado por la elaboración del elevador o superficie de control para este elemento.

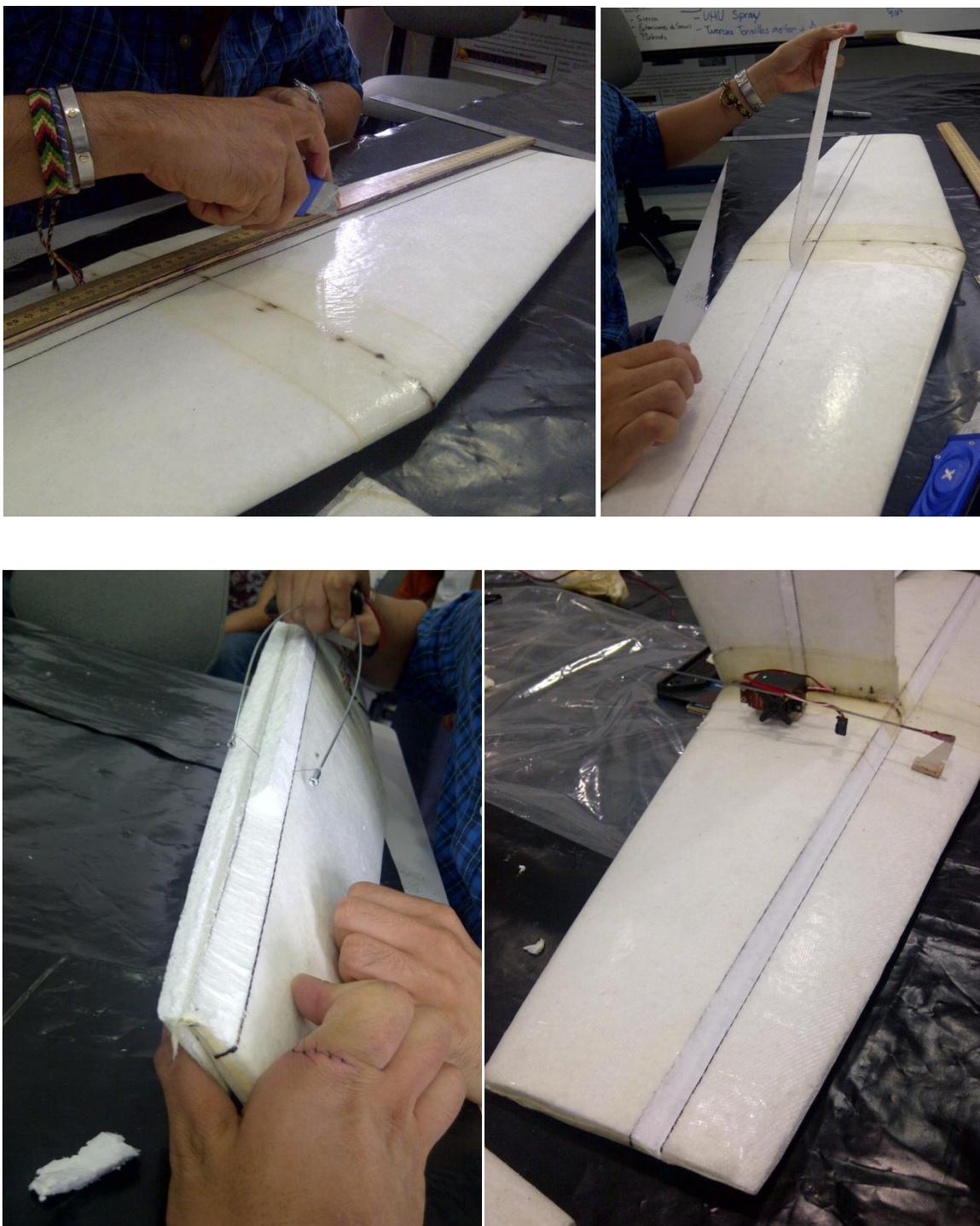
Para la generación de esta parte en la cola horizontal, este proyecto utilizo nuevamente el concepto compartido por la empresa Brock Technologies, en donde se procedió a realizar un destaje triangular en la parte inferior de la pieza para que la fibra de vidrio de la parte superior funcione como bisagra para el elevador. El destaje fue realizado usando las medidas señaladas en la siguiente ilustración:



**Ilustración 190.- Detalles de Corte para Destaje en Cola Horizontal**



**Ilustración 191.- Dibujo y Marcación del Destaje para Elaboración del Elevador; Proyecto Galapagos UAV**



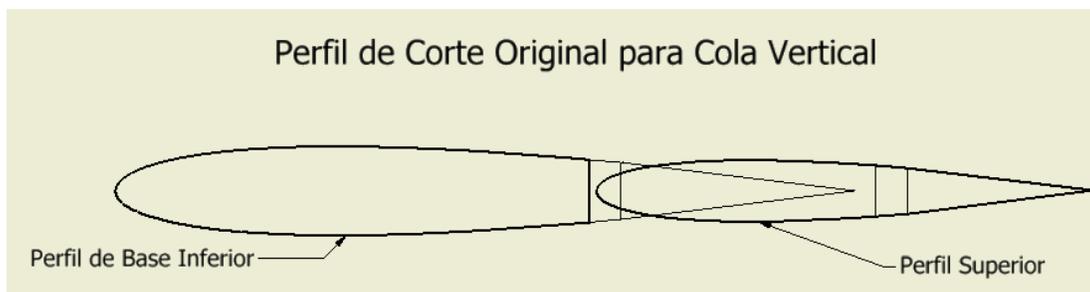
**Ilustración 192.- Proceso de Elaboración del Elevador para la Cola Horizontal; Proyecto Galapagos UAV**

Los planos mecánicos y estructurales referentes a esta pieza de cola horizontal serán presentados en los anexos de este documento.

#### 4.1.2.2.2. Pieza Vertical con Timón

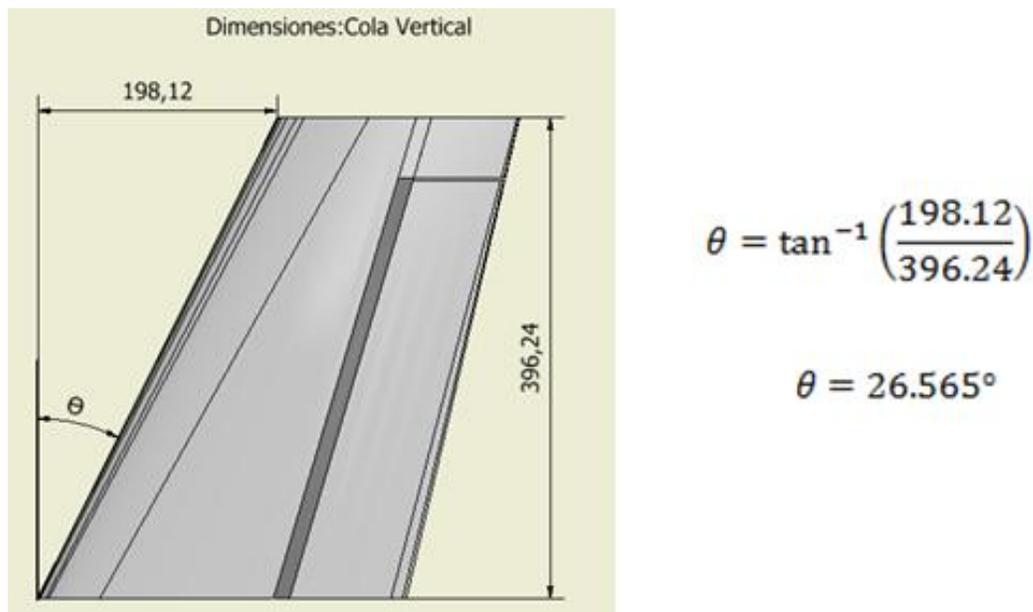
La pieza vertical de la cola o cola vertical del prototipo es la parte que permite la estabilización vertical del avión. En esta pieza normalmente existe una superficie de control conocida como timón, el cual funciona como sustento de giro para el movimiento direccional del vehículo con referencia al plano horizontal. En el caso de este tipo de aviones, el timón tiene la posibilidad de tomarse en cuenta o no para la manufactura del vehículo pero para asegurar el funcionamiento y sustentar el movimiento de direccionamiento horizontal del mismo se prefirió desarrollar la construcción de esta superficie de control en la cola vertical del prototipo.

Al igual que el resto de superficies aerodinámicas, la cola vertical fue elaborada principalmente gracias al apoyo de la empresa Vertron Poliuretanos, la cual surtió el material y realizó los cortes del perfil necesarios para generar el cuerpo sólido de esta pieza. Para el desarrollo de este corte, este proyecto tuvo ciertos problemas debido a la inclinación angular que tiene la misma con referencia al plano vertical, ya que con el uso de las proyecciones de cada perfil la máquina no alcanzaba a realizar los cortes por la extensión diagonal que debía tener el alambre para el seguimiento de cada perfil. Estos perfiles son ilustrados a continuación:



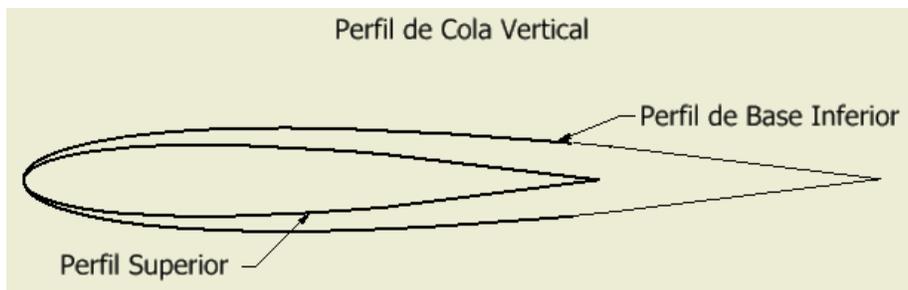
**Ilustración 193.- Perfil Original de Corte para la Cola Vertical; Proyecto Galapagos UAV**

Por este motivo este proyecto tuvo que implementar una idea de relaciones trigonométrica para utilizar los perfiles de manera totalmente paralela en una de sus puntas y luego realizar un corte longitudinal de manera diagonal con referencia a cada uno de los perfiles generados por el corte. Esta relación trigonométrica se la obtuvo a partir de las dimensiones originales de la pieza para así determinar el ángulo de inclinación que tiene el elemento con respecto a la vertical. En este caso se ilustrara a continuación este ángulo:

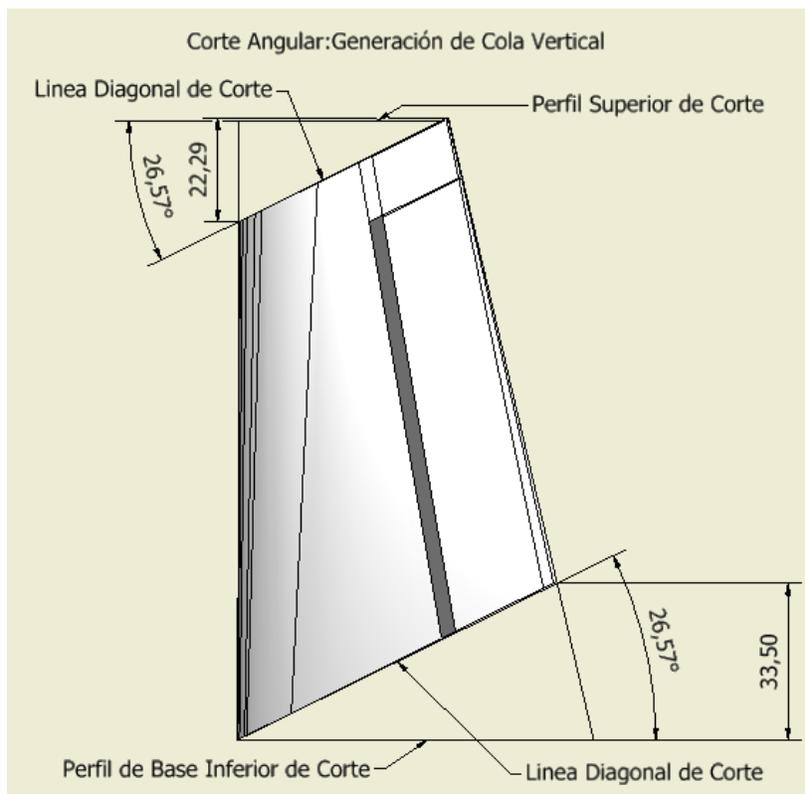


**Ilustración 194.- Ángulo de Inclinación de la Cola Vertical; Proyecto Galapagos UAV**

Con este ángulo obtenido se trazo unos perfiles de corte paralelos en una de sus puntas para que la pieza tenga una de sus partes totalmente perpendicular a las caras de cada perfil. . De esta manera, se realizó el corte colocando el perfil superior de menor tamaño como guía de corte trasero y el perfil de base inferior de mayor tamaño como línea de corte frontal de un lado de la pieza. Y mediante el ángulo de inclinación ya determinado de la pieza se utilizo el mismo para realizar cortes diagonales con referencia a cada perfil de las dos caras. Estos cortes serán ilustrados a continuación:



**Ilustración 195.- Perfiles de Corte Paralelos para generación de Cola Vertical; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 196.- Corte Diagonal de perfiles para inclinación de Cola Vertical; Proyecto Galapagos UAV**

Para la manufactura de estas dos partes de la pieza, el proyecto utilizó poliestireno de menor densidad ya que en cuerpos de menor tamaño como este al utilizarse poliestireno de mayor densidad se necesita una temperatura mayor para el corte y los acabados de bordes y aristas no son los adecuados para la elaboración. Por esta razón, se usó poliestireno expandido de

15 kg/m<sup>3</sup> y se desarrollo el corte a una temperatura de 70° C. La altura total que tiene esta pieza es de 396.24 mm o 15.6 pulgadas.

Después de realizar el corte de esta pieza y ajustar el ángulo de inclinación de la misma, este proyecto pensó en facilitar la unión de este elemento tanto con la cola horizontal como con el tubo estructural de la cola. Des este modo realizo un pequeño corte con el mismo perfil central de la cola horizontal en la cara superior de la pieza, y por otro lado, lijo la cara inferior de esta con forma circular para que pueda apoyarse de mejor manera en la tubería. Culminado estos procesos, este proyecto continuó con la generación del revestimiento con materiales compuestos sobre este elemento. Y para desarrollar este proceso, se comenzó con la depuración superficial del material con el mismo uso secuencial de lijas 180, 220, 300 y 400 para generar una superficie totalmente lisa. Luego, se cortó la cantidad de fibra de vidrio necesaria para cubrir el área superficial y se adhirió ese tejido con el uso de pegamento rápido en aerosol asegurando que la superficie de la pieza no tenga ninguna falla o deformación en ella.



**Ilustración 197.- Corte y Pegado de Fibra de Vidrio en pieza de Cola Vertical; Proyecto Galapagos UAV**

A continuación de la adhesión de la fibra al cuerpo de esta pieza, se procedió al resinado de este elemento y se utilizó una cantidad de 63.5 g de resina compuesta, formada a partir de 50g de Resina Epoxi PR2032 y 13.5 g de Endurecedor Epoxi PH3660. En este proceso se aseguró con el uso de espátulas que no existan excesos de resina en la superficie y se continuó con el Vacuum Bagging de la pieza para asegurar la adherencia de la fibra de vidrio al molde de poliestireno de este elemento. En este proceso se utilizó de igual manera el sistema de compactación de bordes con el uso de retazos de cartón para ratificar la formación de un borde adecuado en ese segmento. Terminado el proceso de curado de esta pieza, se procedió a cortar los bordes de fibra restante para dar un acabado final a este elemento.



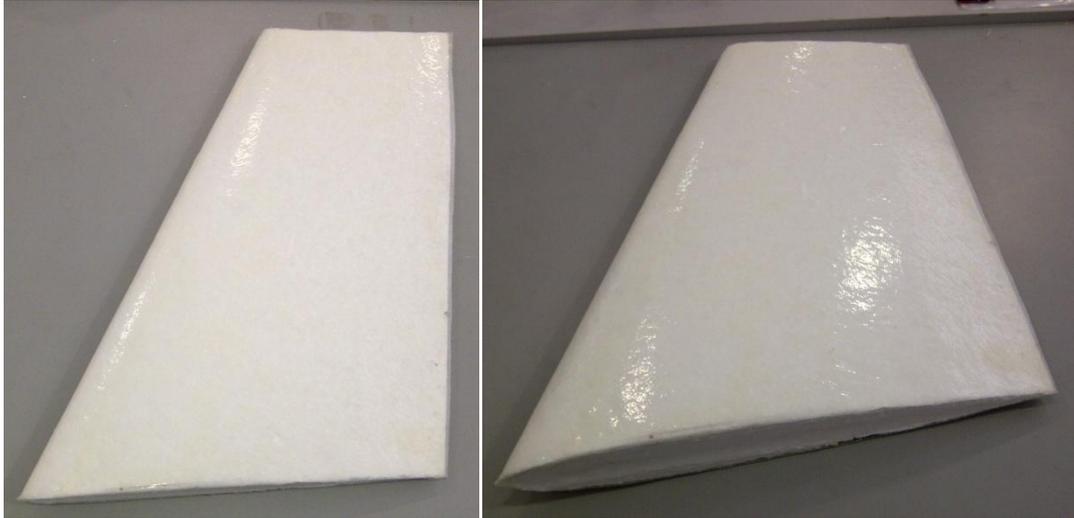
**Ilustración 198.- Colocación de Sistema de Compactación de Bordes; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 199.- Proceso de Vacuum Bagging en Cola vertical; Proyecto Galapagos UAV**

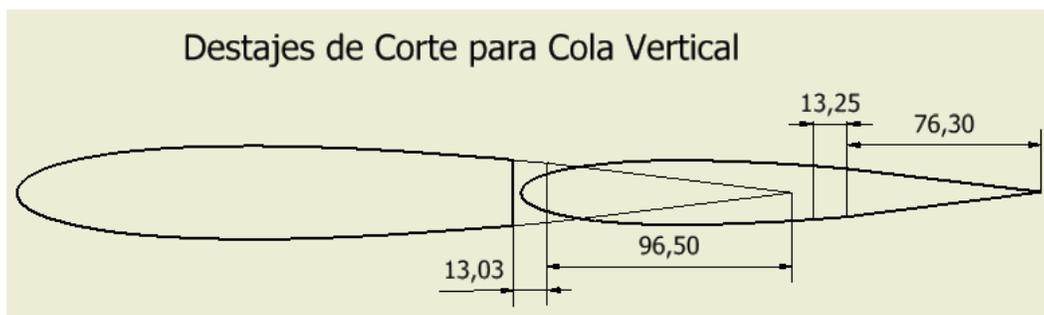


**Ilustración 200.- Resultado Inicial de Cola vertical; Proyecto Galapagos UAV**

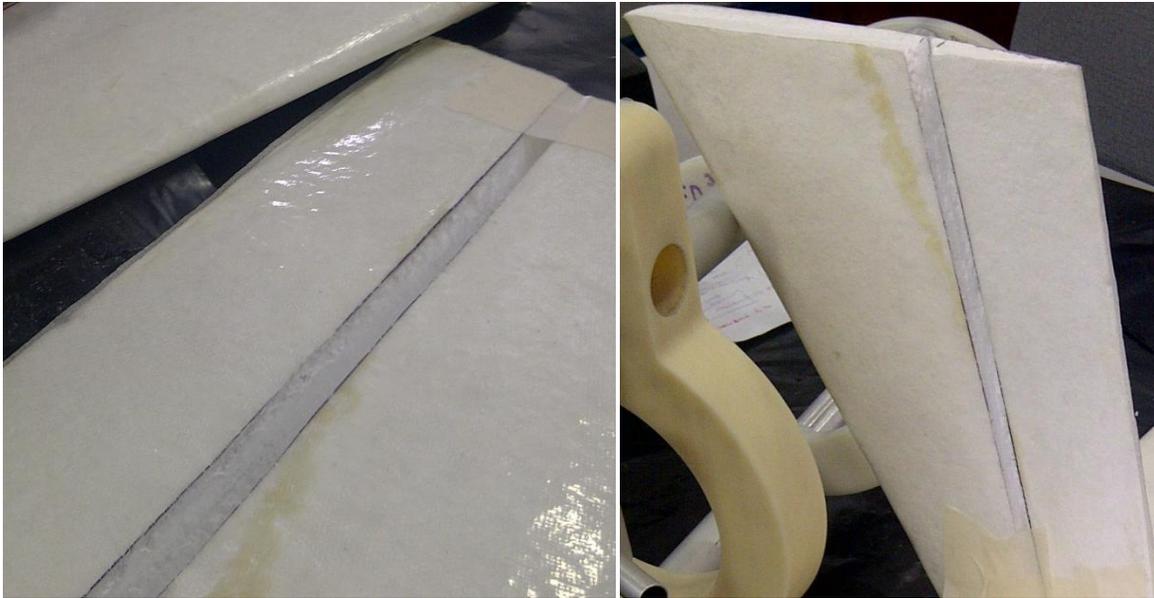


**Ilustración 201.- Resultado Final de Cola vertical; Proyecto Galapagos UAV**

Una vez terminada la elaboración de la pieza en forma de cuerpo sólido, el detalle final de manufactura está dado por la creación del timón para este elemento. Para realizar esta parte, este proyecto utilizó nuevamente el concepto compartido por la empresa Brock Technologies, y se produjo en destaje triangular en una de las partes laterales de la pieza para que la fibra de vidrio de la parte posterior funcione como bisagra para el timón. El destaje fue realizado usando las medidas señaladas en la siguiente ilustración:



**Ilustración 202.- Dimensiones del Destaje para Elaboración del Timón; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 203.- Resultado Final del Timón para la Cola Vertical; Proyecto Galapagos UAV**

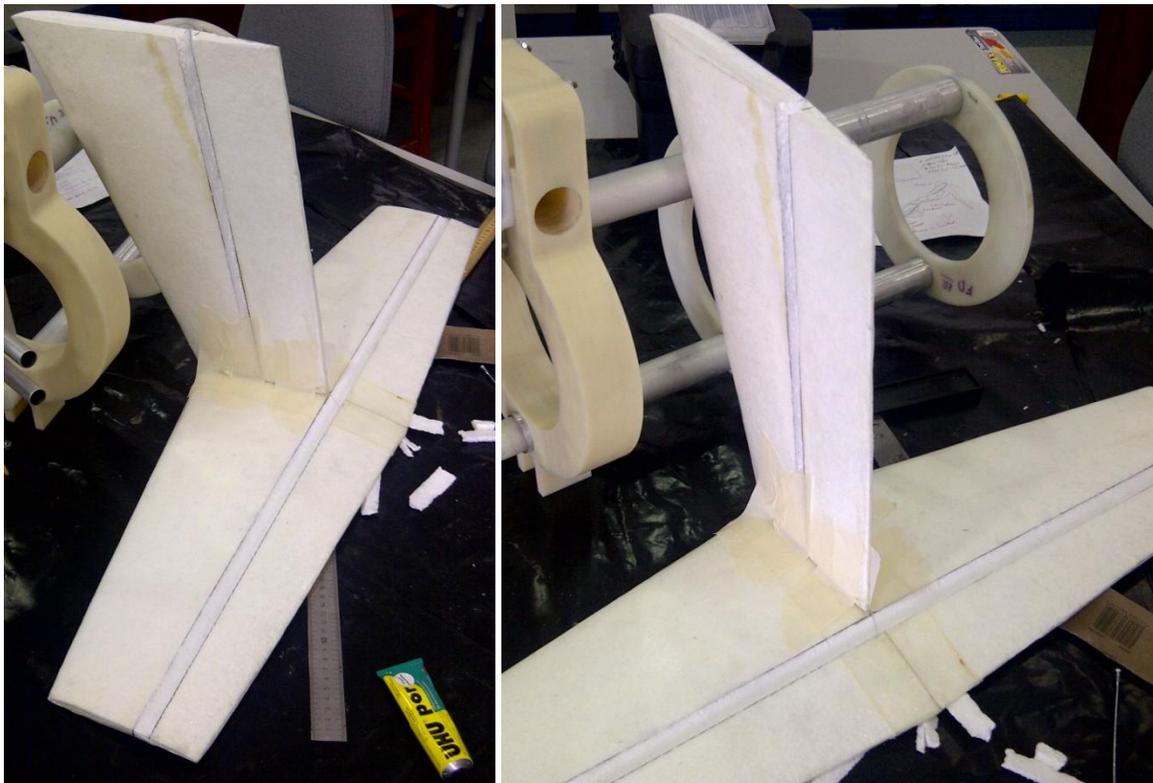
Los planos mecánicos y estructurales de esta pieza serán presentados en los anexos.

#### 4.1.2.2.3. Ensamblaje de Pieza Final

Al concluir con la elaboración de la cola vertical y la cola horizontal para este avión, los únicos procesos de manufactura que faltan para la creación de la cola completa del vehículo tienen que ver con la unión de estas dos partes en un solo elemento, y consecuentemente la unión de este elemento a la tubería estructural que conectaría esta pieza con la estructura central del prototipo. Para estos dos procesos se utilizó procedimientos similares para la adherencia entre partes y se forro la uniones con el uso de material compuesto para reforzar la junta que se formaría entre cada pieza. Para tener una mayor apreciación de cada proceso, se describirá cada unión por separado.

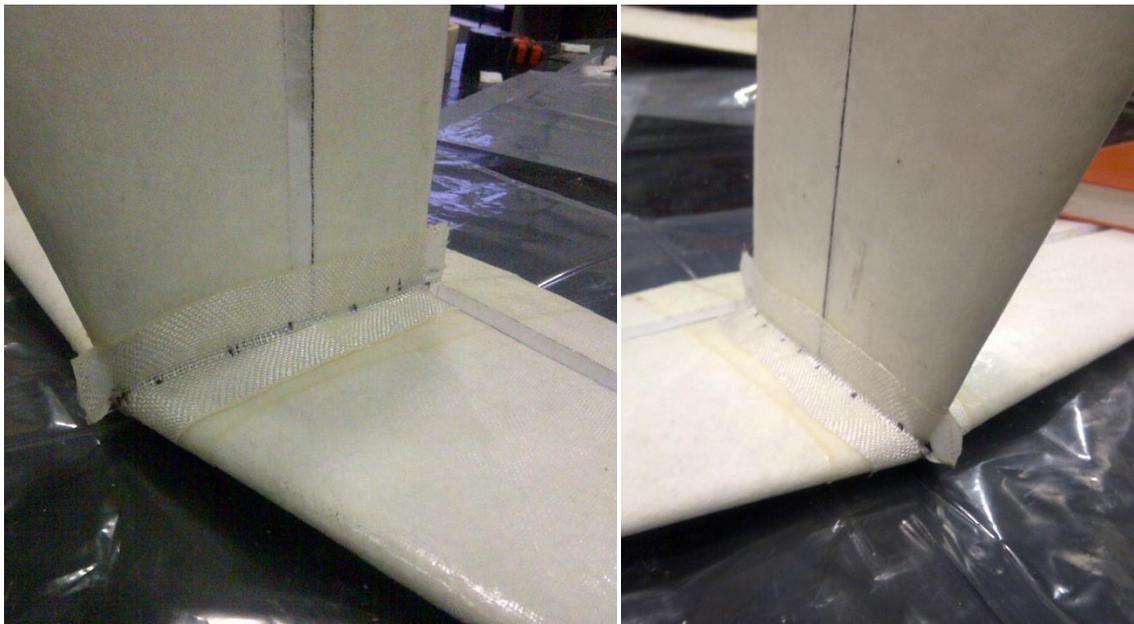
En el caso de la unión entre las piezas de la cola horizontal y la cola vertical del prototipo, primero se procedió a buscar la posición exacta donde debería ubicarse la cola vertical

con respecto a la línea media de la cola horizontal. Tomando en cuenta la junta ya existente de la cola horizontal, esta parte del proceso tuvo una mayor facilidad de procedimiento pero para asegurar su correcta posición se realizó mediciones de distancias desde diferentes puntos de la pieza vertical hasta las caras laterales de la pieza horizontal. Una vez ubicada esta posición el proyecto se ayudo con el uso de pegamento de contacto para poliestireno ya que la superficie de asentamiento superior de la cola vertical seguía siendo de su material base. De esta manera se adhirió este segmento con la superficie inferior de la cola horizontal del prototipo y para asegurar el pegado entre estas dos partes, se colocó la pieza horizontal en una superficie se montó la pieza vertical en la posición de pegado, utilizando cinta adhesiva a los dos lados de la unión para que hagan presión uniforme en cada costado y se logre un solapamiento sin espacios entre las dos piezas.



**Ilustración 204.- Resultado Final del Timón para la Cola Vertical; Proyecto Galapagos UAV**

Después de dejar secar el pegamento durante 24 horas, como dice sus instrucciones para mejor resultado de adherencia, la junta ya tenía una unión solida entre los dos elementos, pero para dar mayor fuerza mecánica a los mismos se procedió a colocar retazos de fibra de vidrio en cada costado de las piezas. En este caso el proyecto pensó la posibilidad de generar una mayor resistencia mecánica en esta junta, y para ello colocó una secuencia de dos capas de tejido por cada lado de la pieza. Los retazos de fibra de vidrio de igual manera representaban un 10% de la longitud de extensión de cada pieza donde iban a ubicarse por lo cual en promedio de las dos piezas se colocó primero un retazo con 30mm de tejido en cada superficie de los elementos, y luego se colocó un retazo con 50 mm de tejido en cada uno de los elementos. Es decir las medidas de los retazos eran de 60 mm de y de 100 mm de ancho con longitudes lo suficientemente largas para recorrer el largo de las piezas.



**Ilustración 205.- Colocación de Fibra de Vidrio para la Junta de la Cola; Proyecto Galapagos UAV**

Ubicada la fibra de vidrio con el uso de pegamento rápido en aerosol, se procedió a realizar el resinado para cubrir este tejido, y se busco la manera de cubrir en su totalidad toda el área de la junta y los filos donde ésta terminaba. El curado y secado de este proceso se lo dejo al aire libre debido a la dificultad de envolvimiento de esta sección de la pioeza.



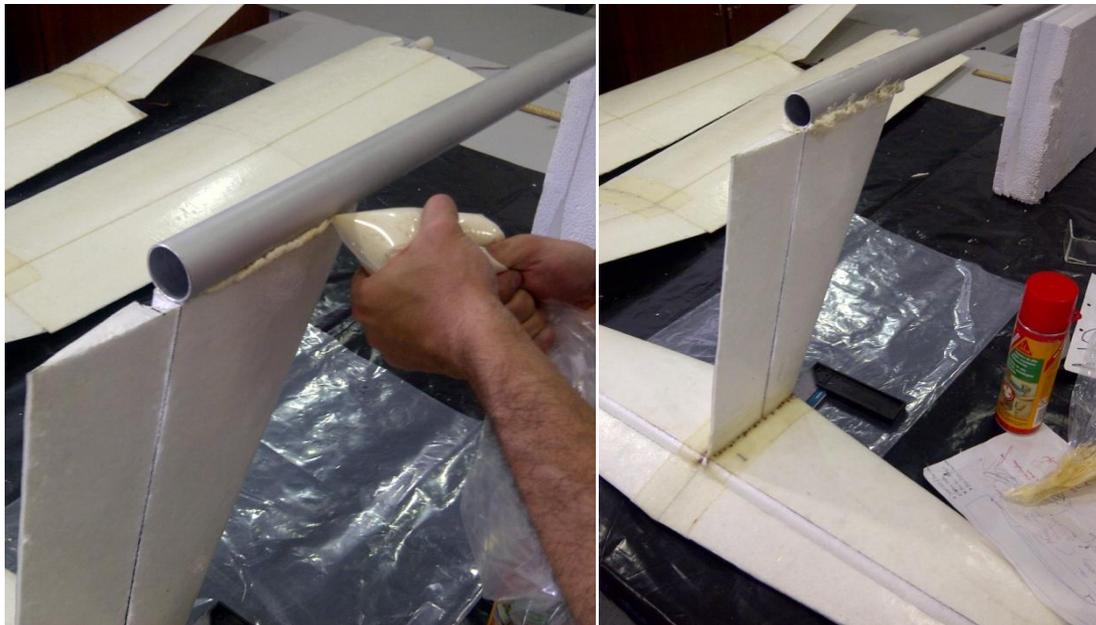
**Ilustración 206.- Resinado de Fibra de Vidrio para la Junta de la Cola; Proyecto Galapagos UAV**

Concluido este proceso de unión y teniendo ya un elemento solido conjunto formado por la cola horizontal y la cola vertical, se procedió a realizar la unión de esta pieza con la tubería estructural de aluminio destinada para la extensión de la cola. Del mismo modo que el proceso anterior, tomando en cuenta la superficie de poliestireno descubierta que tenía la base de la cola vertical, se utilizó el pegamento de contacto de poliestireno para generar el primer paso de adherencia entre los dos elementos. Realizando una mejor observación de las dos piezas a conectar, se determinó que la tubería tiene una sección transversal de mayor tamaño que el ancho de la cola vertical, por lo cual este proyecto decidió utilizar espuma de poliuretano para generar una compensación de material lateral entre las dos piezas. Posteriormente a este proceso mediante cortes con cuchillas y un lijado fino del material extra generado por el poliuretano, se

logro generar una superficie continúa entre el tubo y la cola vertical del prototipo. Y por ende, el uso de poliuretano constituyó en su secado otro compuesto adhesivo para la unión de los dos elementos.



**Ilustración 207.- Resinado de Fibra de Vidrio para la Junta de la Cola; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 208.- Uso de Espuma de Poliuretano para unión de Cola y Tubería; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 209.- Eliminación de material extra de poliuretano en junta de cola; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 210.- Resultado final de lijado de poliuretano en junta de Cola; Proyecto Galapagos UAV**

Obtenida esta unión casi continua entre las dos piezas a partir de la cobertura generada por la espuma de poliuretano, este proyecto procedió a culminar la junta mediante la colocación de fibra de vidrio y resina epoxi en la unión. Para este proceso se colocó dos retazos de tejido que cubran en su totalidad toda la junta y que tengan la superficie de adherencia suficiente con respecto a la pieza donde se vayan a sujetar. De este modo, el primer retazo de fibra de vidrio fue

colocado de manera diagonal en la parte delantera de la pieza vertical y culminando sus puntas de forma envolvente a la tubería; y el segundo retazo de fibra fue colocado para cubrir toda la extensión de la pieza que representa la cola vertical sobre la tubería, de manera que se sujete en la superficie lateral de esta pieza las puntas de este tejido y se apretó la tubería a este elemento. El primer retazo tiene un ancho de 50 mm y el segundo retazo que cubre toda la junta tiene a un ancho de 180 mm. Posteriormente a la adhesión de estos tejidos con el pegamento rápido de aerosol, se continuó con el resinado de la junta cubriendo en su totalidad toda la fibra utilizada para esta unión y asegurándose de esta quede completamente pegada a cada una de las superficies. Como aspecto final de este proceso, se cubrió la fibra de vidrio resinada con una funda plástica para asegurar la superficie completamente lisa de esta junta después del curado y el secado del material compuesto.



**Ilustración 211.- Resinado de Fibra de Vidrio para Junta de la Cola con Tubería; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 212.- Resultado final de Junta de Cola y Tubería con Fibra Resinada; Proyecto Galapagos UAV**



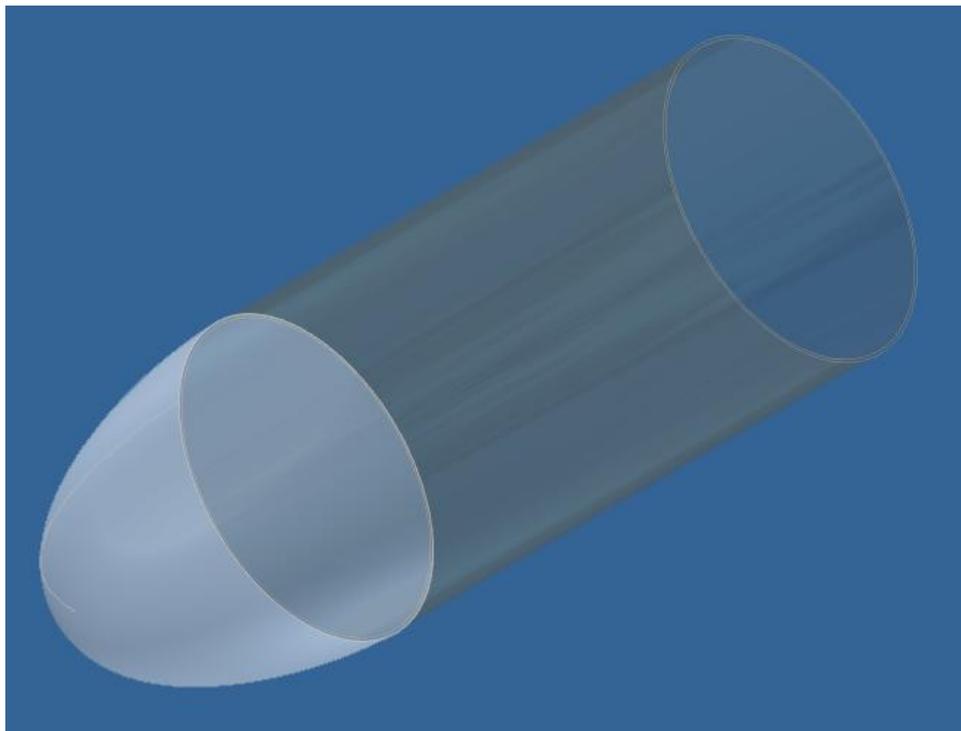
**Ilustración 213.- Resultado final de Junta de Cola y Tubería con Fibra Resinada; Proyecto Galapagos UAV**

El sistema completo de cola tiene un peso alrededor de 1.3 kg, separados en 920 g del tubo estructural y alrededor de 380 g de cola como pieza solida conjunta. Los planos mecánicos y estructurales referentes a esta pieza de cola serán presentados en los anexos de este documento.

### 4.1.3. Fuselaje Externo

El fuselaje externo o cobertura del esqueleto del avión está comprendido principalmente por todas las partes o piezas que protegen superficialmente a la estructura física y dan la superficie aerodinámica externa del prototipo. En este caso, existen dos piezas principales que forman parte de este sistema: la una es el fuselaje o cobertor de la parte central y la otra es el domo o visor frontal del vehículo.

**Ilustración 214., Vista del Fuselaje Externo del Prototipo**



Diseño del Fuselaje Externo del Prototipo Final Construido Piquero I

Imagen Generada en Autodesk Inventor 2010

(Proyecto Galapagos UAV)

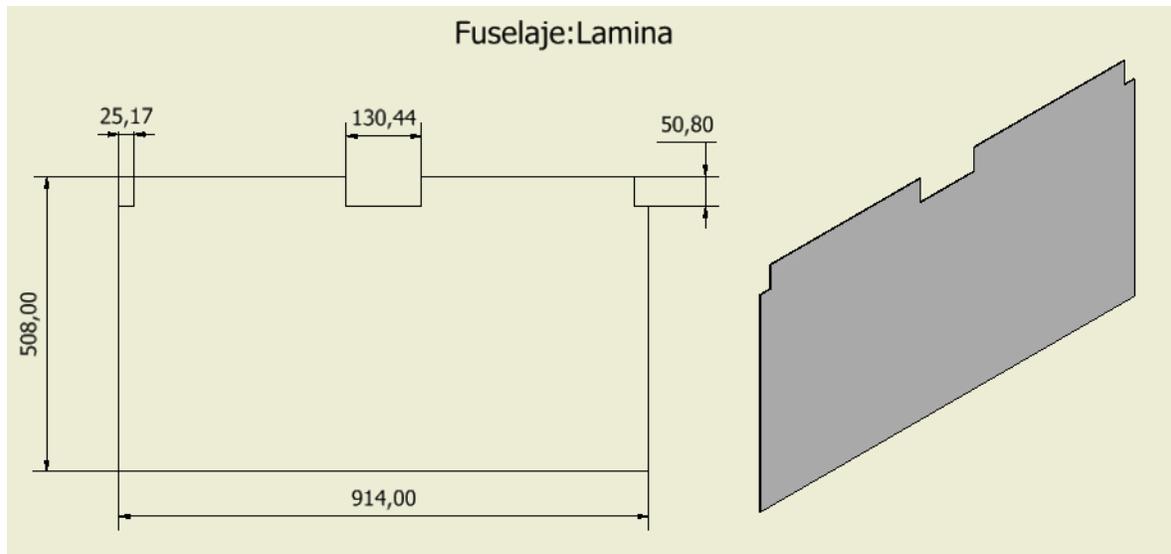
#### 4.1.3.1. Recubrimiento Central de Estructura – Fuselaje

Como fue mencionado anteriormente el fuselaje es la parte del avión que cubre todo el esqueleto estructural del prototipo, es decir es la carcasa física que protege y genera una especie de molde solido exterior para la cobertura de las piezas internas. De la misma manera, en este caso el fuselaje es la parte o elemento que proporciona aerodinámica al avión pues este elemento permite el flujo laminar de aire a través del cuerpo del vehículo evitando que los componentes internos choquen contra el viento y se transformen en un tipo de resistencia para el movimiento.

Para la manufactura de esta parte las características principales que se tomaron en cuenta fueron: peso ligero, resistencia a condiciones ambientales, capacidad mecánica relativa para protección de componentes y características modulares para fácil montaje y desmontaje sobre la estructura física del prototipo. A partir de estas características se consideraron diferentes alternativas para la elaboración de esta pieza, entre estas fueron: un fuselaje hecho por fibra de vidrio y resina epoxi, un fuselaje formado por una lamina de cierto material plástico flexible pero con alta resistencia física, y un fuselaje rígido de policarbonato. Esta última opción fue descartada directamente por el peso y la alta fragilidad al impacto que representaría el uso de ese material. Tomando en cuenta solo dos alternativas más, este proyecto se decidió manufacturar esta pieza de las dos maneras y observar cual tendría un mejor resultado como elemento final.

Para el desarrollo de cualquier de estas alternativas se impuso principalmente las medidas necesarias que debería tener el fuselaje en el caso que se lo observara como una lamina capaz de ser acoplada tanto a los discos estructurales como al PCP del esqueleto del prototipo. En este diseño se deben tomar en cuenta los destajes que debe tener el fuselaje para que este embone

directamente en la parte superior e inferior de la pieza principal. A continuación se ilustra las dimensiones necesarias para generar el cuerpo del fuselaje:



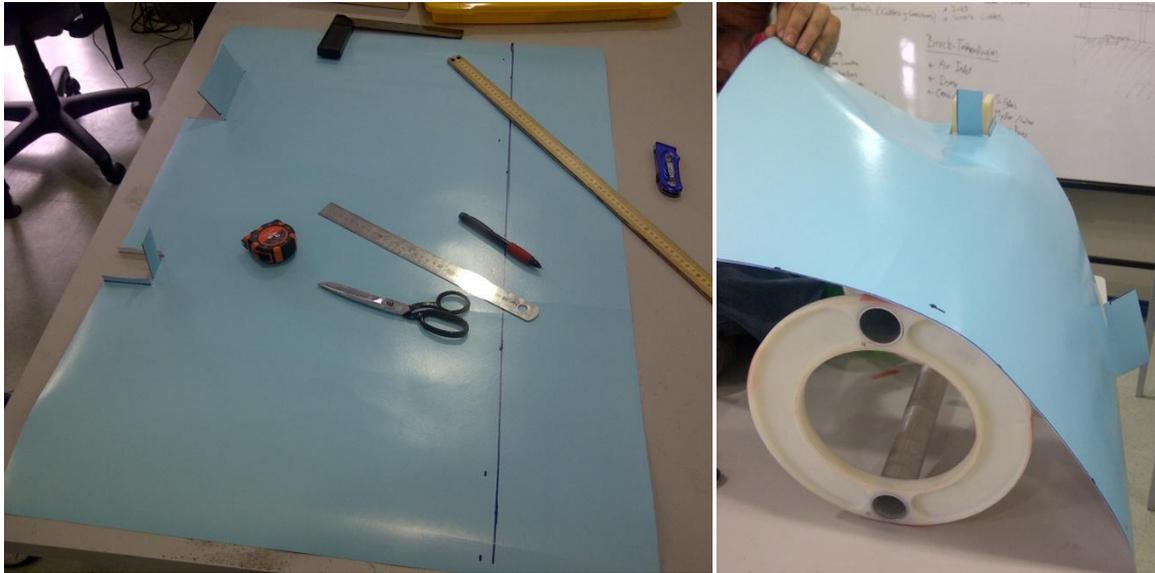
**Ilustración 215.- Dimensiones de diseño para la manufactura del fuselaje; Proyecto Galapagos UAV**

### Procesos de Manufactura:

#### 4.1.3.1.1. Fuselaje de Fibra de Vidrio y Resina Epoxi

Para la construcción de este tipo de alternativa para el fuselaje se tuvo que buscar principalmente algún tipo de material que sirva como molde físico estructural para la adherencia de la fibra de vidrio a su superficie, para de esta manera generar el cuerpo cilíndrico necesario del elemento. Tomando en cuenta las características de peso que debe satisfacer la pieza, el proyecto decidió utilizar un pliego de cartulina tipo cartón con superficie plástica para generar el área perimetral del esqueleto estructural y mediante la parte plástica de este material asegurarse que el uso de la resina epoxi no deforme o altere esta superficie. Una vez cortados los pedazos exactos tanto de la cartulina como de la fibra de vidrio necesaria para el moldeado de este elemento, se procedió a realizar la adherencia de la fibra de vidrio a la superficie con el uso de

pegamento rápido en aerosol y con el uso de espátulas se esparció la resina por toda la superficie. La cantidad necesaria de resina tipo mezcla utilizada para este proceso fue alrededor de 204 g de los cuales 150 g era pertenecientes a la Resina Epoxi PR2032 y 54 g era del Endurecedor PH3660.



**Ilustración 216.- Corte de cartulina para generación del fuselaje; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 217.- Acoplamiento de cartulina para generación del fuselaje; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 218.- Molde cilíndrico para adherencia de fibra de vidrio; Proyecto Galapagos UAV**

Posteriormente a la colocación de resina sobre el molde forrado con fibra de vidrio se procedió a realizar el proceso de vacuum bagging en este elemento para asegurar de esta manera la adherencia absoluta de la fibra a la superficie y permitir el flujo uniforme de la resina por el tejido. Por ende, se colocó el elemento dentro de una funda que podía cubrir toda la estructura central incluyendo los discos y PCP, pero al realizar la succión de aire en la funda totalmente sellada se obtuvo problemas ya que el vacío comenzó a deformar la pieza en las zonas medias donde no existía material rígido de soporte. Liberando nuevamente el vacío se dejó curar libremente al material compuesto, pero de igual manera no se obtuvieron los resultados esperados en esta alternativa ya que la superficie no resultó totalmente lisa y el elemento generado no permitía la característica modular para su fácil montaje y desmontaje del esqueleto del prototipo.

#### 4.1.3.1.2. Fuselaje de Lámina Plástica de Alta Resistencia

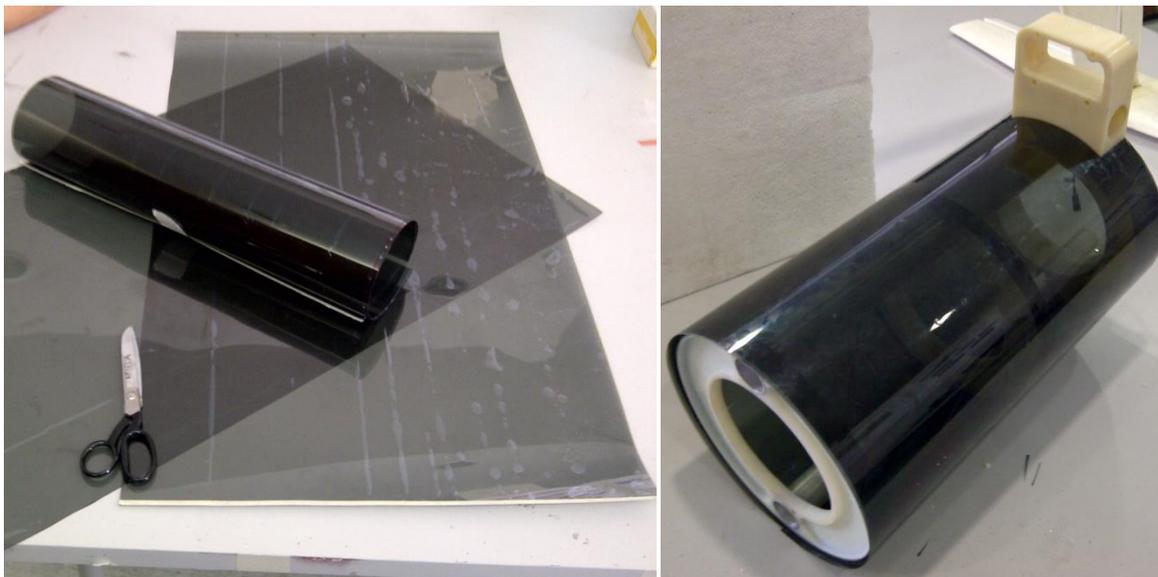
Para la construcción de este tipo de fuselaje el primer paso que se realizó fue la búsqueda de un material que pueda tener estas características en el mercado. De este modo, se analizó el uso de láminas como el acetato, micas, y ciertos tipos de plásticos pero no pudieron ser encontrados en las dimensiones requeridas en el mercado. Por consiguiente, se pensó en solicitar diferentes muestras de plásticos a la industria a ver si ellos podrían fabricar alguno con las características indicadas pero de igual manera se complicó la obtención de algún material similar. Dando por fallida esta alternativa, se pensó la posibilidad de utilizar las láminas de seguridad para blindaje de vidrios y se analizó que las características se acoplarían adecuadamente con las necesarias para el fuselaje.



**Ilustración 219.- Lámina de Blindaje para alternativa de fuselaje; Proyecto Galapagos UAV**

Estas láminas de blindaje para vidrio tienen alta resistencia al impacto y a esfuerzos de deformación, a su vez, tienen la propiedad de acoplamiento a cualquier superficie por el material plástico del cual están conformadas. Estas propiedades asegurarían la capacidad de formar el

molde cilíndrico indicado para el fuselaje del prototipo. Al escoger este tipo de láminas para la elaboración de este elemento, se decidió utilizar films de seguridad de 8000 micras de 3 mm de espesor debido a su mayor resistencia a la deformación sin la necesidad de una estructura rígida de soporte a diferencia de film menor, y a su peso inferior relativamente a un film mayor. Una vez adquirido estos films se procedió a cortar las dimensiones y los destajes indicados para la elaboración de esta pieza, y para asegurar una mayor resistencia en las zonas donde no tiene soporte físico esta lamina, el proyecto decidió utilizar dos films pegados entre sí para así doblar la resistencia a deformación en aquellas partes sin soporte del fuselaje. Este film de seguridad 8000 tiene una capacidad de esfuerzo tensil a la ruptura de 196.5 MPa y una capacidad de fuerza de ruptura de 878,36 N/cm (“Características Mecánicas”). Al completar la manufactura de este elemento se valoró un peso total de 278,72 g para el prototipo.



**Ilustración 220.- Lámina de Blindaje para alternativa de fuselaje; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 221.- Fuselaje manufacturado con Lámina de Blindaje 8000; Proyecto Galapagos UAV**

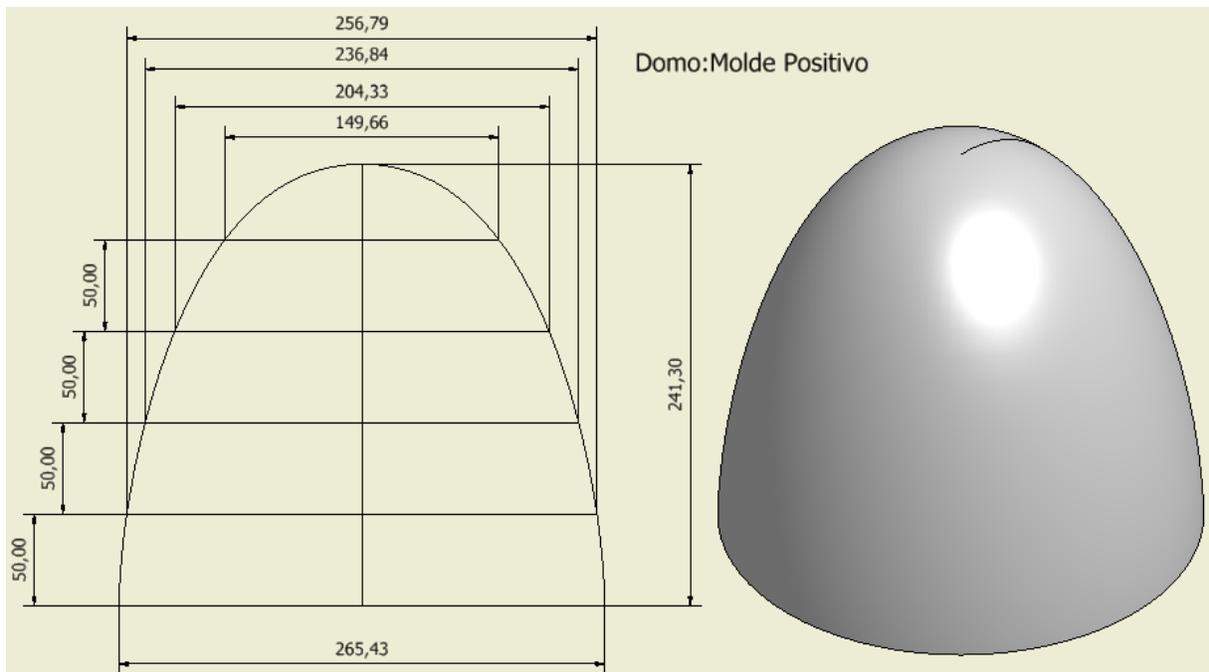
Una vez completada la manufactura de este elemento se aceptó que esta fue la mejor alternativa para la manufactura de esta pieza y se ratificó a la misma como el fuselaje final para el prototipo. El plano mecánico y estructural de esta pieza referente a las características físicas de dimensiones será presentado en los anexos de este documento.

#### 4.1.3.2. Visor Frontal – Domo

El visor frontal o domo es la parte fundamental de la estructura superficial del prototipo que permite el flujo aerodinámico a través del cuerpo del avión. Esta pieza representa la parte delantera del vehículo que direcciona el flujo del aire de manera superficial al fuselaje y depende su diseño totalmente para que la delantera del prototipo sea o no una superficie de resistencia para su movimiento a través del aire. Del mismo modo esta pieza representa la superficie de protección para la cámara que deberá localizarse en la parte delantera del prototipo.

Para la manufactura de esta pieza las principales características que se debieron tomar en cuenta son la capacidad de visión o nitidez a través de la misma y el peso que podría representar el elemento. Por este motivo, se valoraron dos alternativas principales de producción, de las cuales solo una pudo desarrollarse por la existencia de material en el mercado y la otra se podría presentar como segunda solución para la manufactura. La primera alternativa presentada para la elaboración de esta pieza está basada en el uso de policarbonato gracias a las características de visión que este material permitiría a través del mismo. La segunda alternativa está basada en el proceso de termoformado de plásticos, opción que no logro desarrollarse debido a la ausencia de un material con las características necesarias para esta pieza.

Consecuentemente con estas dos alternativas presentadas, el primer paso para el desarrollo de ambas era generar una especie de molde que pueda demostrar las características espaciales de este elemento, motivo por el cual se modelo la pieza en un software de diseño donde puedan observarse las medidas cambiantes de diámetro conforme varia la altura de salida del domo. Para la elaboración de este molde la primera opción aceptada fue el uso de maquinas CNC de fresado donde pueda realizarse el molde físico positivo del elemento. Este proceso de mecanizado fue realizado mediante una máquina herramienta de una persona interesada en brindar sus servicios de trabajo personales conjunto con sus instalaciones, y debido a la capacidad de la misma y el material que se escogió para realizar el molde, el mecanizado se realizo por capas o secciones de trabajo que representaban cortes transversales del modelo de 25mm de espesor. El molde se realizo en el material de madera conocido como MDF para la facilidad de su mecanizado y elaboración.



**Ilustración 222.- Diseño del molde positivo del Visor Frontal; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 223.- Manufactura en capas del molde positivo del Visor Frontal; Proyecto Galapagos UAV**



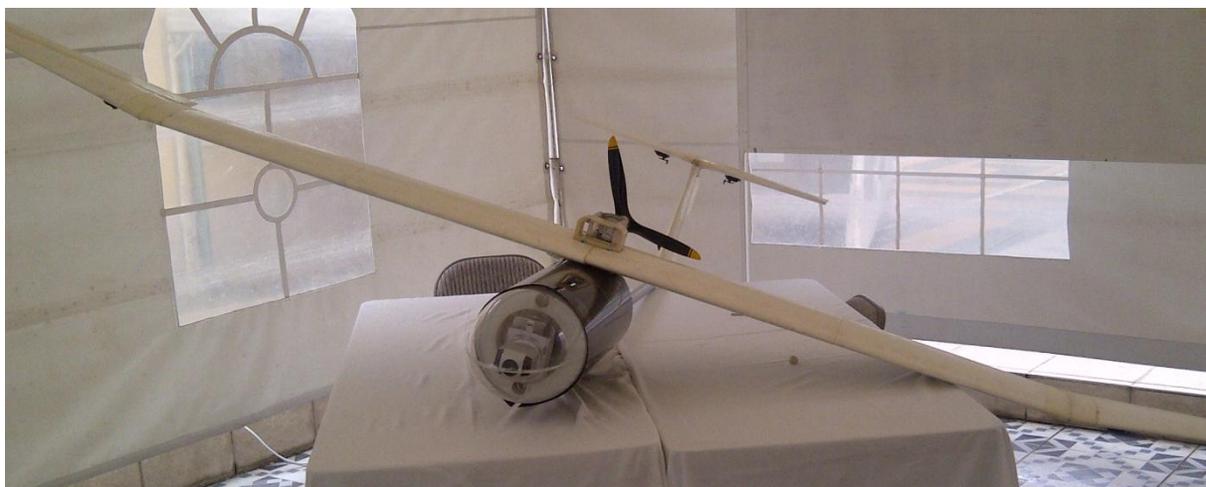
**Ilustración 224.- Molde positivo del Visor Frontal manufacturado en MDF; Proyecto Galapagos UAV**

Una vez obtenido el molde positivo del visor frontal, se mando a realizar el conformado de esta pieza en una empresa dedicada al desarrollo de domos y superficies con el uso de policarbonato. Donde para mayor facilidad de elaboración y para mantener las características de visibilidad del elemento, tomaron la decisión de elaborarlo en forma de dos piezas que puedan conectarse justo en la línea horizontal paralela al plano medio del elemento ya que en esa posición la cámara no necesita tener una visión total del espacio. La manufactura final de este elemento fue fabricado en policarbonato de dos líneas de espesor y su peso es de 328, 7 g.



**Ilustración 225.- Visor Frontal manufacturado en Policarbonato Traslucido; Proyecto Galapagos UAV**

El plano mecánico y estructural de esta pieza referente a las características físicas de dimensiones será presentado en los anexos de este documento.



**Ilustración 226.- Prototipo Final con Visor Frontal de parte delantera; Proyecto Galapagos UAV**

## 4.2.Procedimiento de Ensamblaje de Piezas

El primer prototipo que va a construirse va a ser estructurado mediante el ensamblaje de partes y piezas desmontables que puedan permitir una característica modular del vehículo. De esta manera se asegura la posibilidad de mantenimiento y reemplazo de cada parte o componente sin la necesidad de modificar en su totalidad el ensamblaje del avión. Por consiguiente, el ensamblaje total del mismo va a ser separado en 4 sistemas complementarios, que conlleven componentes relativos a la funcionalidad que tengan en el prototipo. Cada uno de los sistemas podrá tener la capacidad de: por un lado, conformar un compartimiento total desmontable del prototipo; o por otro lado, conformar piezas del sistema que puedan ser cambiadas individualmente desde su posición. Estos 4 sistemas que conformarán el ensamblaje serán:

**Tabla 15.- Tabla de Sistemas Incorporados en el Ensamblaje General del Prototipo**

<b>Sistema</b>	<b>Característica</b>
Electrónicos	Compartimiento individual que contiene todos los aparatos electrónicos de control, telecomunicaciones y pilotaje del avión
Potencia	Motor y partes individuales que sirvan de sujeción y acoplamiento a la estructura del avión
Alimentación	Compartimiento individual que contiene el tanque de almacenamiento de combustible
Fuselaje General	Partes individualmente desmontables según su posición en el avión: alas, cola, tren de aterrizaje y piezas internas de estructura central

Una vez determinados estos sistemas, el procedimiento de ensamblaje se caracteriza principalmente por el desarrollo del sistema de Fuselaje General, ya que este es el que contiene más piezas por separado y conllevan un procedimiento secuencial de montaje para la organización completa de la estructura del prototipo. Según como vaya desarrollándose este

ensamblaje, el resto de sistemas van siendo incorporados a medida que estos puedan ubicarse en el prototipo, de esta manera se transforma el ensamblaje en un montaje general de elementos para completar el conjunto final de partes que generen el vehículo.

Para el desarrollo del ensamblaje primario referente a este sistema de Fuselaje General, cabe recalcar que deben tomarse en cuenta todas las piezas que fueron manufacturadas y la ubicación donde estas se localizaran en el prototipo para de esta manera elaborar un orden de montaje según la importancia que tengan para comenzar con la elaboración del esqueleto inicial y luego ir complementando el prototipo con piezas que compensan las funciones que debe realizar el vehículo. De esta manera, las primeras piezas que deben tomarse en cuenta para el ensamblaje son aquellas que forman parte de la estructura central del avión, tales como discos estructurales o “Front Discs”, pieza central o “PCP” y la tubería estructural que sería la que conecta estos elementos, es decir los cockpit booms. A esta estructura central se procede a conectarse la cola del prototipo y se culmina con la formación del esqueleto del mismo.

Al montar esta primera etapa de ensamblaje, se continúa con la colocación de las piezas de soporte y sujeción de los motores para de la misma manera colocar el motor y el tanque de gasolina dentro del prototipo. En este punto cabe colocar el sistema de electrónicos en la parte frontal del esqueleto y realizar todas las conexiones de cableado que se una a este compartimiento para proceder a colocar el fuselaje o cobertor central de la estructura. En este punto las partes que faltarían de colocar serían las alas, las cuales se embona una por una tanto en el PCP como en los soportes de sujeción del motor para lograr la conexión de su tubería estructural correctamente. Con la colocación de estas, debe realizarse la conexión del cableado referente a sus superficies de control. Y por último se realiza la colocación de la cámara y el domo o visor frontal para la protección de la misma.

De esta manera, se describiría de manera breve el procedimiento de ensamblaje total del prototipo, pero cabe recalcar que en esta descripción de montaje se generalizo completamente los procesos de ensamblaje y la guía de ubicación de dónde irían montadas cada una de las piezas y componentes que conforman este vehículo. A continuación se describirán todos los procesos de ensamblaje necesarios para el montaje de cada una de las piezas y se estructurara una guía referencial de la posición y ubicación de cada pieza y elemento en el prototipo.

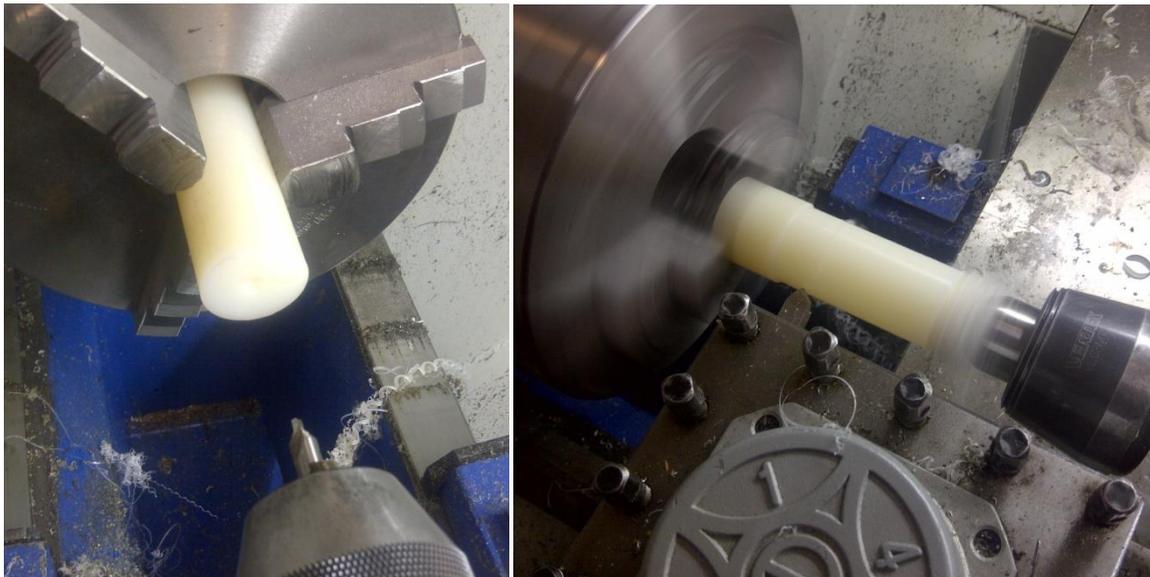
#### 4.2.1. Procesos de Ensamblaje de Piezas

Los procesos de ensamblaje señalan completamente todas aquellas piezas o partes de menor tamaño que se utilizaron para permitir el montaje de las piezas de mayor tamaño en el prototipo. Estas piezas conforman la parte fundamental de ensamblaje para la ubicación, posicionamiento y sujeción de cada una de las partes de mayor tamaño en la estructura total del vehículo.

##### 4.2.1.1. Almas para Juntas

En el caso de la pieza Cockpit Boom con unión, esta extremidad de alma permite la unión de la misma con el Tail Boom para así asegurar la sujeción de la cola a la estructura del prototipo. Por otro lado, tanto el Wing Rod con unión como el Torsion Pin con unión, usan esta extremidad para asegurar la total alineación y conexión de las alas de lado izquierdo y derecho dentro de la pieza principal de soporte de la estructura del prototipo. Estas partes conocidas como alamas de las piezas fueron elaborados a partir de ejes de grilon de 1.5 pulgadas y de 0,5 pulgadas, los cuales de igual manera fueron refrentados y cilindrados para obtener las características de diámetro y longitud total necesarios para embonar con apriete en el espacio interno de cada tubería donde se iban a aplicar. En el caso de las almas de uno de los cockpit

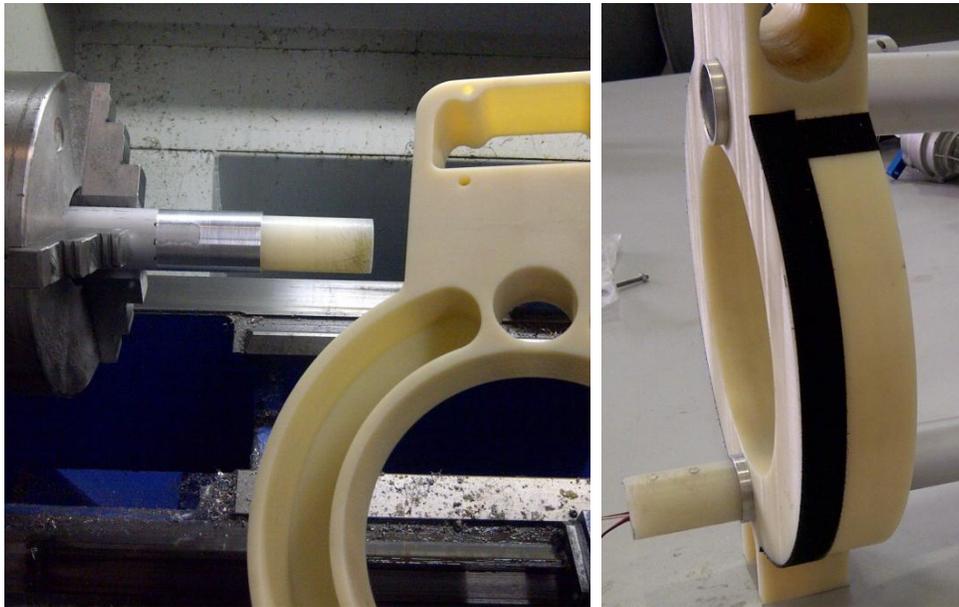
booms y de uno de los wing rods, el cilindrado disminuyó el diámetro del eje original de 38.5 mm a 34 mm referenciales del diámetro interno de la tubería de 1.5 pulgadas. En el otro caso del ama referente a uno de los torsión pins, el diámetro del eje de grilon fue disminuido por cilindrado de 12.7 mm a 10.2 mm necesarios para embonar en el espacio interno de la tubería de 0.5 pulgadas utilizadas para esta pieza. Cabe recalcar que estas almas siempre embonaron totalmente con apriete en la pieza que fueron colocadas principalmente, y por el lado contrario del embonamiento con la pieza opuesta referente a su junta, esta embona con un ligero juego para la facilidad de montaje y desmontaje de las piezas de una manera modular en la construcción del prototipo final.



**Ilustración 227.- Mecanizado de almas para la sección de juntas de tubería; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 228.- Mecanizado de almas para la sección de juntas de tubería; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 229.- Almas en Wing Rod y Cockpit Boom para juntas de tubería; Proyecto Galapagos UAV**

#### 4.2.1.2. Pines y Pasadores de Sujeción

En el caso de los discos estructurales, la junta de tubos tipo torsión pins y la junta del tubo cockpit boom con el tubo de la cola del avión, estas piezas necesitan un sistema de sujeción para evitar tanto el movimiento como es en el caso de los discos o la separación de los embonamientos en el caso de las juntas de tubería estructural. Para evitar estos problemas, este proyecto implemento el uso de pines o tornillos de sujeción y pasadores completos para la sujeción estática después del montaje de estas piezas. Para estandarizar el uso de una medida de pines y pasadores este proyecto utilizo pernos allen M4 y M5. El uso de esos pines y pasadores se implementa en el ensamblaje tras el montaje de cada una de estas piezas.

En el caso de los discos estructurales, este proyecto implemento la ubicación de pines en forma de pernos antes y después de la posición del disco medio en la tubería estructural, para de esta manera asegurar la posición estática de esta pieza y no permitir el desplazamiento a través de los tubos sin que estos pines sean removidos. Los pernos utilizados para conformar estos pines son pernos allen M4x10 mm.

En el caso de la junta entre el cockpit boom y el tail boom o tubo de la cola del prototipo, este proyecto coloco tanto dos pines de sujeción en el alma atascada en el cockpit boom para evitar la salida de esta pieza y generar un refuerzo mecánico para el efecto de torsión en la misma; y coloco dos pasadores completos a través del tail boom y el alma saliente del cockpit boom para asegurar que la cola no pueda salirse de la estructura principal y tampoco pueda rotar de la posición establecida perpendicularmente con respecto al plano horizontal. Para los pines se utilizaron pernos allen M4x10 mm y para los pasadores se utilizaron pernos allen M5x50 mm.

En el caso del torsión pin, se colocó un pin de sujeción para asegurar que la junta no pueda separarse durante el vuelo y asegure la unión de las alas de la misma manera. El pin colocado en esta piza es un perno allen M4x10 mm.

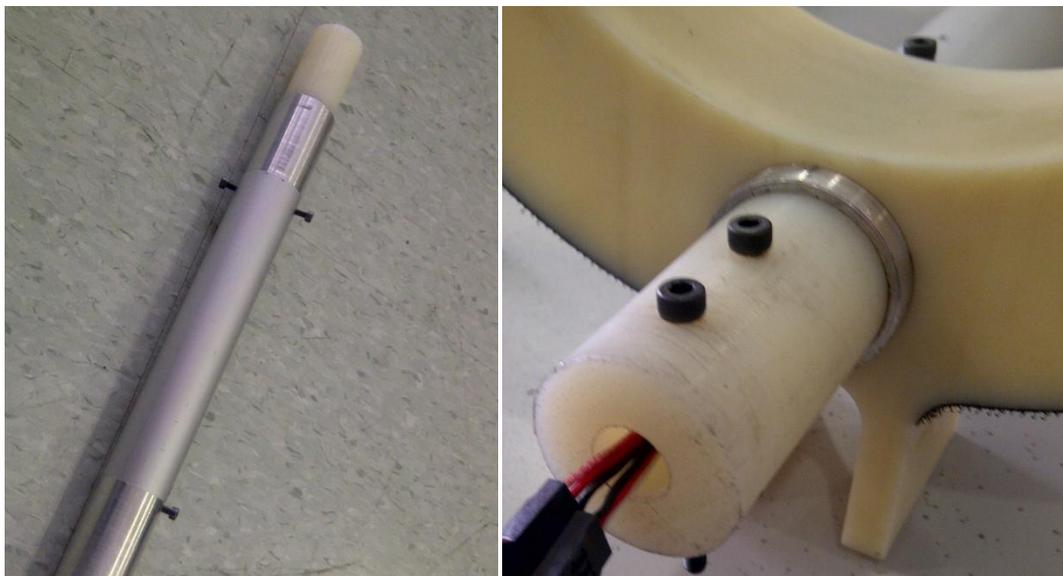
Para la implementación de estos elementos, se hizo uso del taladro de pedestal para la realización de las perforaciones respectivas a los pines y a los pasadores. Para la elaboración de los pines se utilizó una broca de 3/8 de pulgada para que luego pueda procederse a machuelear el orificio con machuelos M4. Y para la creación de los orificios de los pasadores se utilizó una broca de 5 mm de diámetro para asegurar el embobamiento apretado de los pasadores M5, estos orificios se realizaron en la junta exacta de las piezas para confirmar la unión de las mismas y la posición de estos elementos de sujeción de igual manera. Los pasadores utilizan tuercas y arandelas de presión para ratificar el apriete de estos elementos y evitar el aflojamiento de su apriete debido a la vibración del vehículo.



**Ilustración 230.- Perforaciones para Pasadores y Pines en Cockpit Booms; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 231.- Perforaciones para Pasadores y Pines en Tubería Estructural; Proyecto Galapagos UAV**

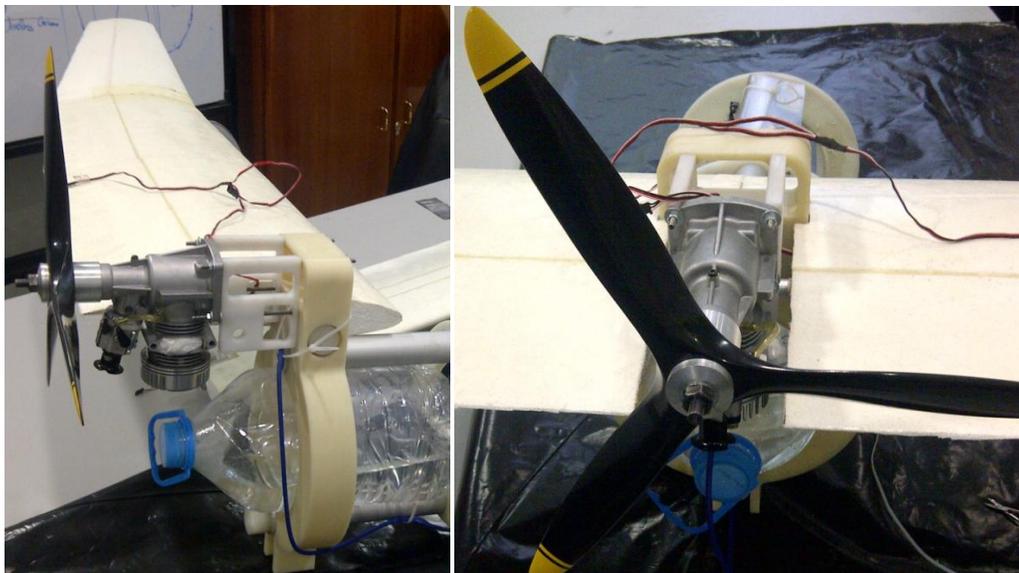


**Ilustración 232.- Pasadores y Pines en Cockpit Boom para sujeción de piezas; Proyecto Galapagos UAV**

### 4.2.1.3. Montaje de Motores

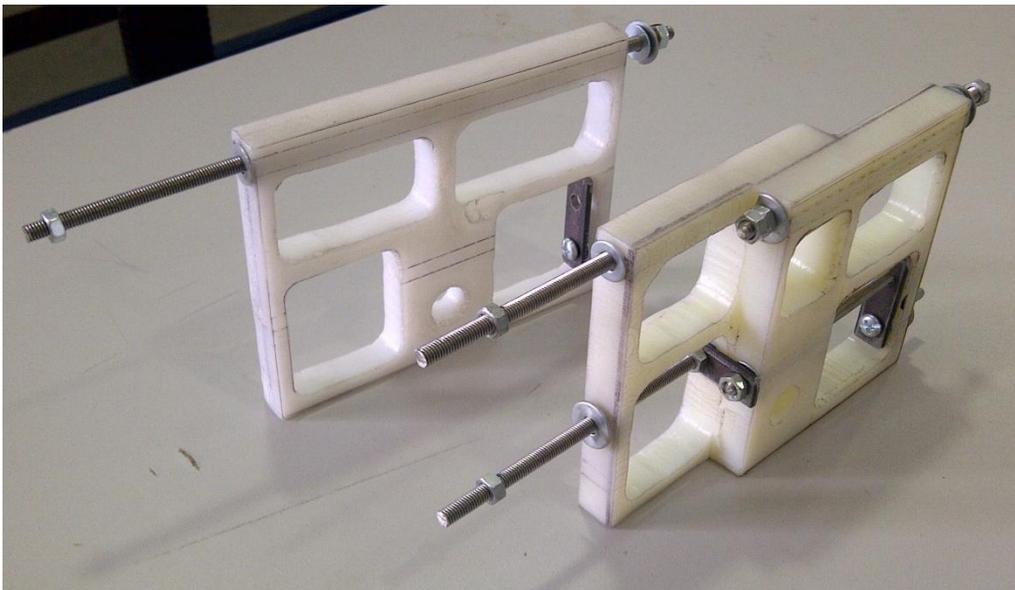
Debido a las características de sujeción de los motores, es decir la separación que existen entre estos y la pieza principal que va a soportar completamente su peso y su sujeción, este proyecto acopló el uso de ejes roscados que satisfagan tanto la longitud de separación entre el PCP y el motor, como el diámetro de los orificios de sujeción en los dos elementos. En este caso, para el montaje de los mismos, este proyecto utilizó ejes roscados de tipo M5, los cuales tienen un diámetro nominal de 5.48 mm y un paso de rosca de 1.

En el caso del motor ENYA, para su montaje se usan cuatro ejes roscados de tipo M5 de 165 mm de longitud con 8 tuercas para su apreté, 4 arandelas planas entre las tuercas y el PCP, 4 arandelas planas entre el motor y las piezas de soporte del motor, 4 arandelas de presión y 4 arandelas planas entre las tuercas y los orificios de sujeción del motor. Las arandelas de presión son utilizadas para evitar el aflojamiento de las tuercas debido a los efectos de vibración que genera el funcionamiento del motor.



**Ilustración 233.- Montaje de Motor ENYA; Proyecto Galapagos UAV**

En el caso del motor EVOLUTION, para su montaje se usan seis ejes roscados de tipo M5 de diferentes longitudes según la posición en las piezas de soporte del motor. En el caso de la pieza derecha los ejes necesarios tienen una longitud de 200 mm, y se acopla un perno M5x25 mm para la sujeción inferior al motor. En el caso de la pieza izquierda se utilizan dos ejes de 140 mm que se acoplan al PCP, dos ejes de 105 mm con dirección al motor, y se acopla un perno M5x25 mm para la sujeción inferior al motor. Este ensamblaje ocupa 6 tuercas, 10 arandelas planas y 2 arandelas de presión en la pieza derecha. Y ocupa 10 tuercas, 14 arandelas planas y 4 arandelas de presión en la pieza izquierda. Las arandelas planas se ubican entre las tuercas y las caras no metálicas de las piezas, y las arandelas de presión son utilizadas para evitar el aflojamiento de las tuercas debido a los efectos de vibración que genera el funcionamiento del motor.



**Ilustración 234.- Piezas para Montaje de Motor EVOLUTION; Proyecto Galapagos UAV**

#### 4.2.1.4. Montaje de Servos

Para el montaje de servos o servo motores para el manejo de las superficies de control, este proyecto decidió realizar destajes de material sólido en las piezas para permitir que estos elementos se incrusten en las mismas, y de esta manera no influyan de manera significativa en la aerodinámica de la de las superficies. Estos destajes se realizaron en cuatro superficies de control del prototipo, estas son en la tercera sección de las alas para el control de los flaps o alerones de cada una de estas, en la cola horizontal para el control del elevador, y en la cola vertical para el control del timón del avión. Todas las superficies de control usan dos servos para reforzar el movimiento de las superficies. Los servo motores utilizados para este proyecto son Metal Gear Servos HS-645 de engranes metálicos con un torque de 107 oz/in a 4.4 V o de 133.31 oz/in a 6V de potencia. Las especificaciones técnicas de estos servos se encontraran en los anexos del documento.

Para el proceso de montaje de los servos se utilizó una cuchilla de corte para realizar los destajes de fibra de vidrio necesarios por cada superficie de control. En el caso de las alas, el destaje se colocó en la parte media con respecto al área superficial de esta sección y a una distancia de 100 mm con respecto a la junta entre las dos secciones de ala asegurando que exista la profundidad adecuada en esa sección de la pieza para la introducción completa del elemento. El destaje en las alas tuvo un área de 40x40 mm y una profundidad de 35 mm, y se ubicó de dos servos conjuntos en la misma posición. En el caso de la cola horizontal, se realizó un destaje a cada lado de la pieza para tener un mayor control del elevador y estos fueron colocados a una distancia de 80 mm respecto a la cola vertical. El área de estos destajes es de 40x20 mm a lo largo de la extensión horizontal de la pieza para evitar el debilitamiento de la sección transversal, y la profundidad fue de 35 mm para una incrustación completa de un elemento por cada

posición. En el último caso referente a la cola vertical solo se realizó un destaje para la ubicación de un solo servo y este destaje fue de 40x20 mm respecto a la vertical en la pieza posicionado a 1/3 de la altura total de la cola vertical con respecto a su base, esta distancia fue alrededor de 120 mm desde la tubería estructural de la cola.

Realizados estos destajes se procedió a la colocación y montaje de los servos intentando ubicar el cable de funcionamiento de los mismos oculto en el cuerpo sólido de las piezas. Esto se logró tanto en los servos colocados en las alas como en el colocado en la cola vertical del prototipo, mediante el uso de perforaciones de orificios en el poliestireno para que estos cables no queden a simple vista y se conecten consecuentemente con la extensión de cables colocado en el cuerpo interno de las alas y del mismo modo en el tubo estructural de la cola.. Los servos fueron embonados en su totalidad en la superficie de cada pieza y se los aseguró a la misma mediante el uso de tornillos ajustados en piezas de balsa pegadas a cada superficie para generar una fuerza de sujeción mayor para los mismos.

El montaje de estos elementos se desarrolló al estar culminada la manufactura de cada pieza de superficie aerodinámica para que de esta manera en el ensamblaje total de las piezas solo tener que conectar los cables referentes a cada servo con el cable localizado en la estructura central del avión, el cual se conecta directamente con el compartimiento de elementos electrónicos.

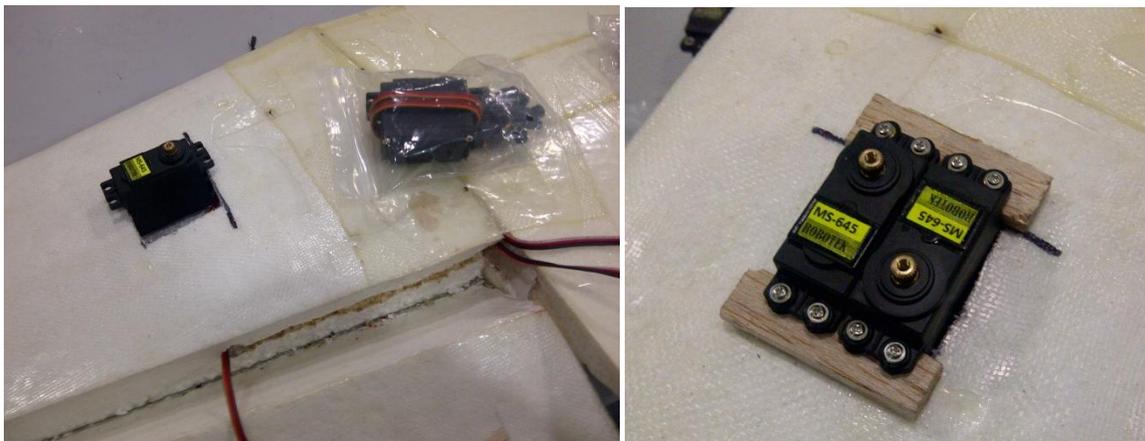
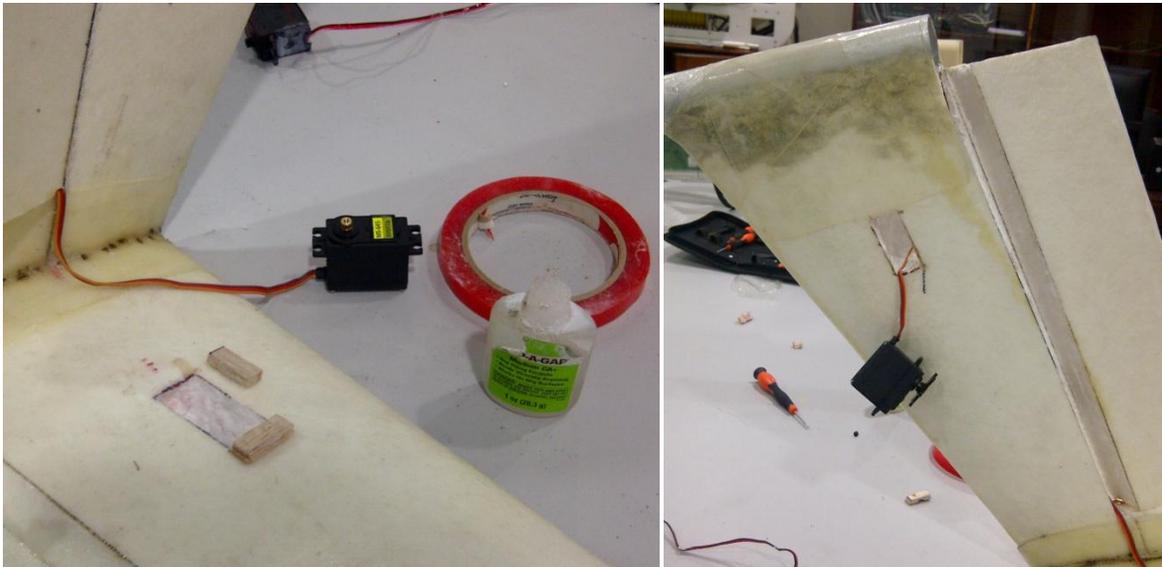


Ilustración 235.- Montaje de servos en piezas con superficie de control; Proyecto Galapagos UAV



**Ilustración 236.- Ubicación Final de Servos en piezas con superficie de control; Proyecto Galapagos UAV**

#### 4.2.1.5. Montaje de Fuselaje

Para el montaje del fuselaje, este proyecto busco una manera de permitir que este elemento tenga la propiedad modular infalible en el prototipo, este aspecto se debe a que esta pieza tiene que montarse y desmontarse en cualquier momento para la verificación de cualquier componente interno que tenga mal funcionamiento o necesite alguna adecuación. De esta manera, se busco la manera de colocar un sistema de apertura y cierre con facilidad y se decidió implementar el uso de cintas de velcro para permitir este acople rápido de la pieza al esqueleto central del prototipo. Debido a las fuerzas de corrientes de viento tanto axiales como paralelas a la disposición de esta pieza, el proyecto incorporo un segundo sistema de sujeción que proporcione mayor fuerza de adherencia por encima del velcro. Esta sistema contempla el uso de tornillos que aseguren la lamina del fuselaje tanto a las costillas como a la pieza principal del esqueleto del avión que son las partes donde el fuselaje esta adherido. De esta manera, el primer sistema de velcro permitirá el montaje rápido del elemento a la posición exacta de la estructura y

los tornillos serán el sistema de sujeción principal, que no permitan que el fuselaje se desmembré del prototipo.

Con estos dos sistemas, el ensamblaje de esta parte del vehículo dependerá completamente de la necesidad de montaje y desmontaje que tenga la pieza, por lo cual en el ensamblaje final del prototipo este elemento puede colocarse en cualquier momento con el uso del velcro y para culminar el aseguramiento del mismo se colocarían los tornillos de sujeción en este elemento.

Para la manufactura del primer sistema, primero se midió el perímetro total de los discos y de la pieza principal para determinar la cantidad necesaria de velcro para cada una de las piezas. Posteriormente se procedió a colocar la cinta de agarre con ganchos tanto en los discos como en el PCP del prototipo, de esta manera una vez armada la estructura central se colocó la cinta de fibra en las piezas y se procedió a retirar las tiras de protección de la parte adhesiva para colocar el fuselaje y así confirmar el posicionamiento exacto que debería este sistema de sujeción en esta pieza.

Para la manufactura del segundo sistema, se decidió realizar el posicionamiento de los tornillos en forma de cruz con referencia al diámetro de la estructura del prototipo, es decir se realizaron 4 orificios en cada uno de los ángulos de 45° de cada cuadrante con respecto a los ejes centrales de cada pieza. Estos orificios fueron taladrados con broca de 2.5 mm y se utilizó tornillos de cabeza plana M3 para que queden totalmente al ras de la superficie de cada elemento.



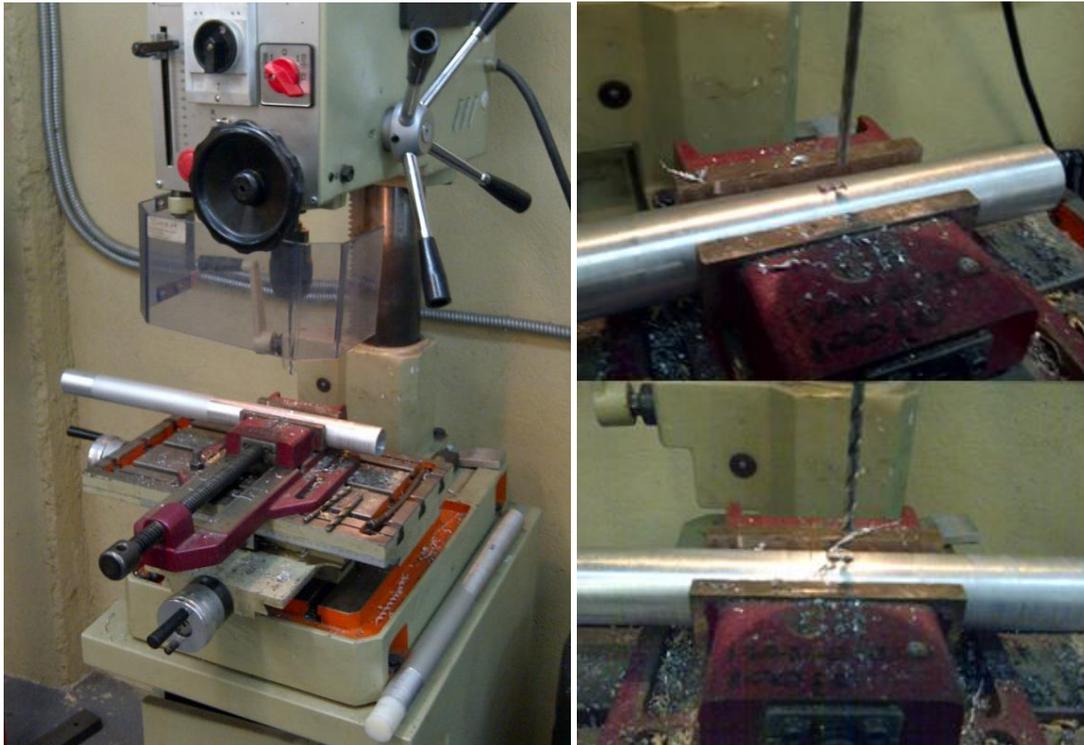
**Ilustración 237.- Proceso de Montaje de Fuselaje en Estructura del Prototipo; Proyecto Galapagos UAV**

#### 4.2.1.6. Montaje de Cableado

Para el montaje de todo el cableado referente a los servos y algunos componentes electrónicos como la antena del prototipo, este proyecto pensó buscar la manera para que ninguno de estos cables pueda ser observado a simple vista, es decir, que todo el tiempo estén ocultos a través de alguna estructura o alguna pieza. De esta manera, se decidió que la tubería estructural sería uno de los elementos más importantes para la ubicación de cableado ya que esta es la que se desplaza a lo largo de toda la estructura del vehículo y tiene contacto tanto con el compartimiento de componentes electrónicos como con las piezas que necesitan utilizar servos para su control. En el caso del cableado de las alas, como fue mencionado anteriormente en su diseño, se utilizó el tercer orificio ubicado en el centro de sus perfiles para pasar la extensión de cable necesaria desde el centro de la estructura a la ubicación del servo en cada punta del elemento.

Para la manufactura de este proceso de montaje de cables, primero se realizaron pequeños destajes con forma rectangular a lo largo de los dos tubos cockpit booms de la estructura. Estos destajes se realizaron en la parte media entre la posición de los dos discos estructurales del esqueleto para que la cabeza de los cables tengan salida directamente en la zona de los componentes eléctricos. Este proceso se realizó mediante dos perforaciones con broca de 5 mm y una separación de 10 mm entre cada orificio, para luego usar una fresa de 5 mm que produzca la característica rectangular de 15x5 mm a lo largo de cada tubo. Por otro lado, ya que uno de los cockpit booms tiene un alma sólida justo en la junta de esta pieza con la tubería de la cola, se realizó una perforación a lo largo del alma con una broca de 15 mm para que la cabeza de los cables pueda pasar a través de ella y así este pueda conectarse con la extensión de cable de los servos de la cola.

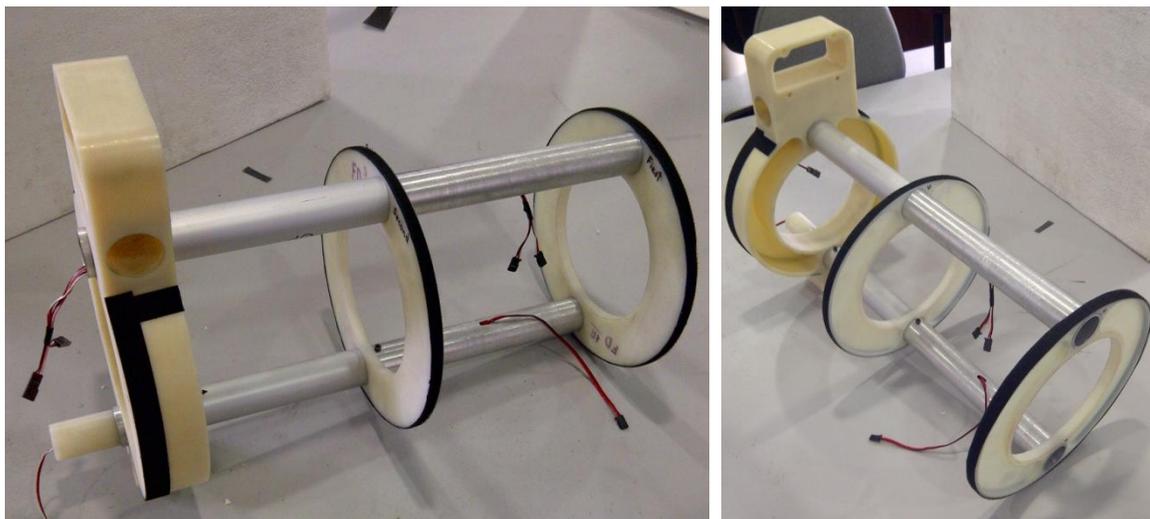
Para desarrollar el montaje del cableado se colocaron dos cables de 24 pulgadas de extensión en cada uno de los cockpit booms con salidas a los componentes eléctricos y con salidas a la parte final de cada tubo, de igual manera se ocupo extensiones de cables de 48 pulgadas para pasar a través de las alas y a través del tail boom o tubo de la cola, para así conectar los servos y dejar las salidas en los extremos que se conectarían con la estructura central. Por consiguiente, estos cables quedan totalmente internados en cada una de las tuberías y para realizar el ensamblaje final solo necesitan hacerse las conexiones entre las extensiones una vez embonadas las alas y antes de embonar la cola para que el cableado llegue directamente a los sistemas de control en los componentes eléctricos.



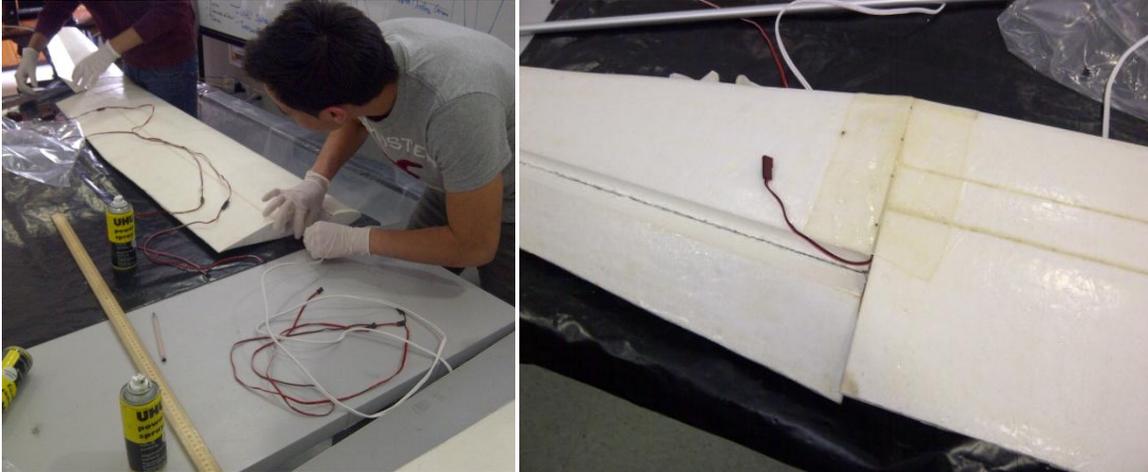
**Ilustración 238.- Elaboración de Destajes Rectangulares en Tubería Estructural; Proyecto Galapagos UAV**



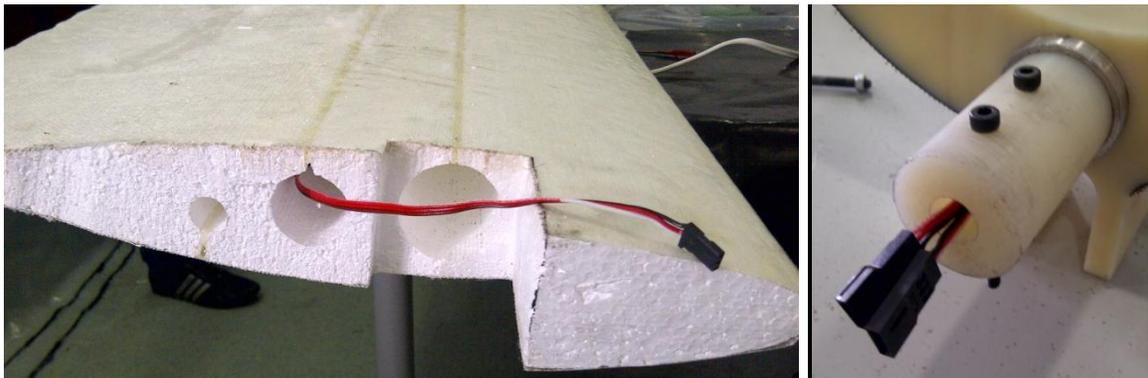
**Ilustración 239.- Elaboración de Destajes Rectangulares en Tubería Estructural; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 240.- Cableado colocado en Cockpit Booms de la Estructura; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 241.- Colocación de cableado a través de alas; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 242.- Resultados finales de Cableado; Proyecto Galapagos UAV**

#### 4.2.1.7. Reforzamiento de Superficies de Control

Puesto que el sistema principal de movimiento y sujeción de cada superficie de control es principalmente la fibra de vidrio, y esta al proceder con el curado y secado de la resina epoxi sobre ella para formar un material compuesto adquiere propiedades rígidas y una estructura semi cristalina, este proyecto pensó que era muy fácil que con el continuo movimiento de pliegue y dobles en una misma posición como es en estos elementos, pueda fracturarse continuamente el

material y formarse cortes que debiliten la unión tipo bisagra que forma este material en las piezas con superficies de control.

Por este motivo, se decidió implementar un reforzamiento de juntas en estos elementos mediante la aplicación de una nueva franja de fibra de vidrio como material de aporte en la misma posición de la línea de pliegue de bisagra que necesitan las superficies de control, pero en este caso se buscaría la manera de evitar la colocación de resina epoxi justo en la línea de doblez que necesita el elemento para que se utilice la fibra de vidrio como tejido flexible en esa posición. Para lograr la manufactura de este reforzamiento, se corto franjas de 50 mm de ancho para los alerones de las alas, 40 mm de ancho para la cola horizontal, y 40 mm de ancho para la cola vertical, con longitudes lo suficientemente largas para cubrir toda la sección de la junta que debían proteger. Una vez cortadas estas tiras, se procedió a colocar una protección de 15 mm de ancho con cinta adhesiva justo en la parte media de cada una tira de los dos lados de la misma, para asegurarse que esa sea la línea de tejido vivo que sirva como bisagra para la junta.

Realizado este proceso, se adhirieron con pegamento rápido en aerosol las tiras de fibra de vidrio en cada pieza respectiva para que estas no se muevan durante la aplicación de resina epoxi. Este procedimiento se realizo asegurando que la línea media protegida sea la que se ubique en la línea de pliegue de las superficies de control y posteriormente se procedió a utilizar el compuesto de resina epoxi en el resto de tejido para fortificar la adherencia de estos retazos de fibra de vidrio en cada una de las superficies de cada elemento, claro siempre tomando en cuenta y evitando que la resina sea colocada en la línea protegida por la cinta adhesiva. Después de colocar la resina en estos retazos, se dejo el curado y el secado de los mismos al intemperie pero con el uso de láminas plásticas encima de la fibra para permitir que el secado de la resina tenga una superficie completamente lisa.

Este procedimiento fue realizado antes del ensamblaje final de las piezas y dio muy buenos resultados, ya que se logro conseguir que la línea media de dobléz se mantenga con fibra de vidrio en forma de tejido vivo y esta vendría a ser el refuerzo de mayor flexibilidad para el movimiento de todas las superficies de control.



**Ilustración 243.- Resinado de Reforzamiento de Juntas para Superficies de Control; Proyecto Galapagos UAV**



**Ilustración 244.- Reforzamiento de Juntas para Superficies de Control; Proyecto Galapagos UAV**

## 4.2.2. Guía de Localización de Piezas y Ensamble

El detalle de la guía de ensamblaje está localizado en los Anexo Planos del documento:

Ilustración 245.- Vista de la Localización General de Piezas para Ensamblaje

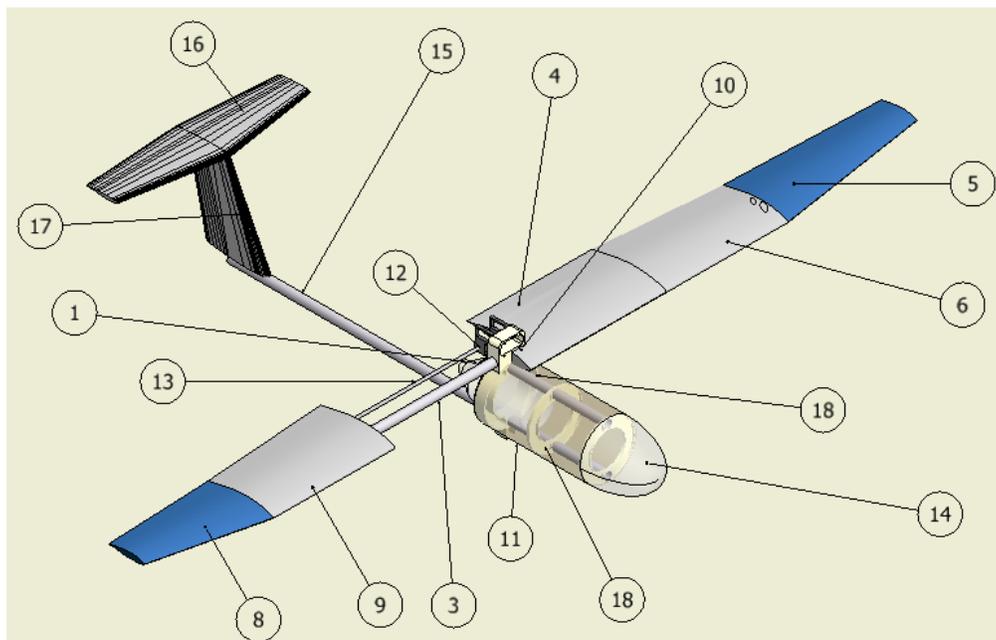


Tabla 16.- Piezas para Ensamblaje Total del Prototipo

PARTS LIST			
ITEM	QTY	PART NUMBER	DESCRIPTION
1	1	FT	Fuel Tank
2	2	FD-E	Front Disc
3	2	WR	Wing Rod
4	1	CW-1L	Wing Rib 1 Left
5	1	CW-2L	Wing Rib 2 Left
6	1	CW-3L	Wing Rib 3 Left
7	1	CW-1R	Wing Rib 1 Right
8	1	CW-3R	Wing Rib 3 Right
9	1	CW-2R	Wing Rib 2 Right
10	1	PCP	Principal Support Part
11	1	FC-F	Fuselaje
12	2	ES-ENYA	Engine Support
13	2	TP	Torsion Pin
14	1	DF-F	Frontal Visor
15	1	TB	Tail Boom
16	1	HT	Horizontal Tail
17	1	VT	Vertical Tail
18	2	CB	Cockpit Boom

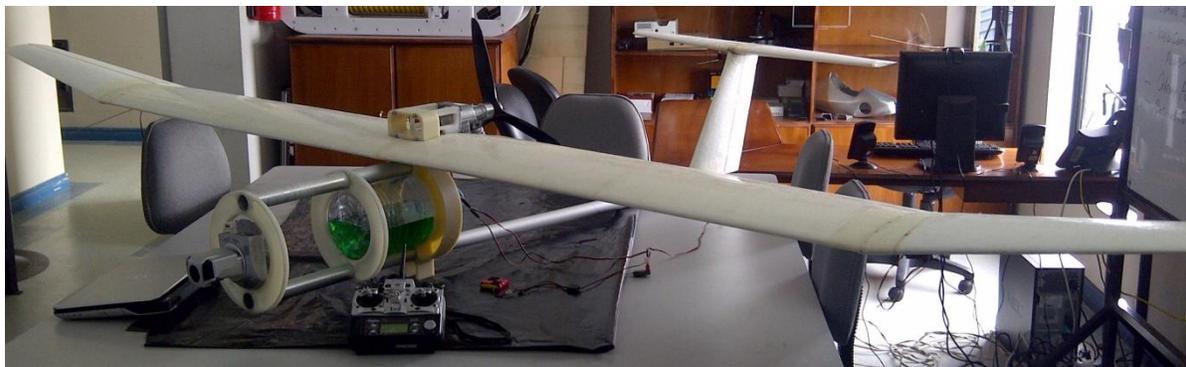
## **5. CAPITULO V.- Resultados**

## 5.1. Primer Prototipo Avión Piquero

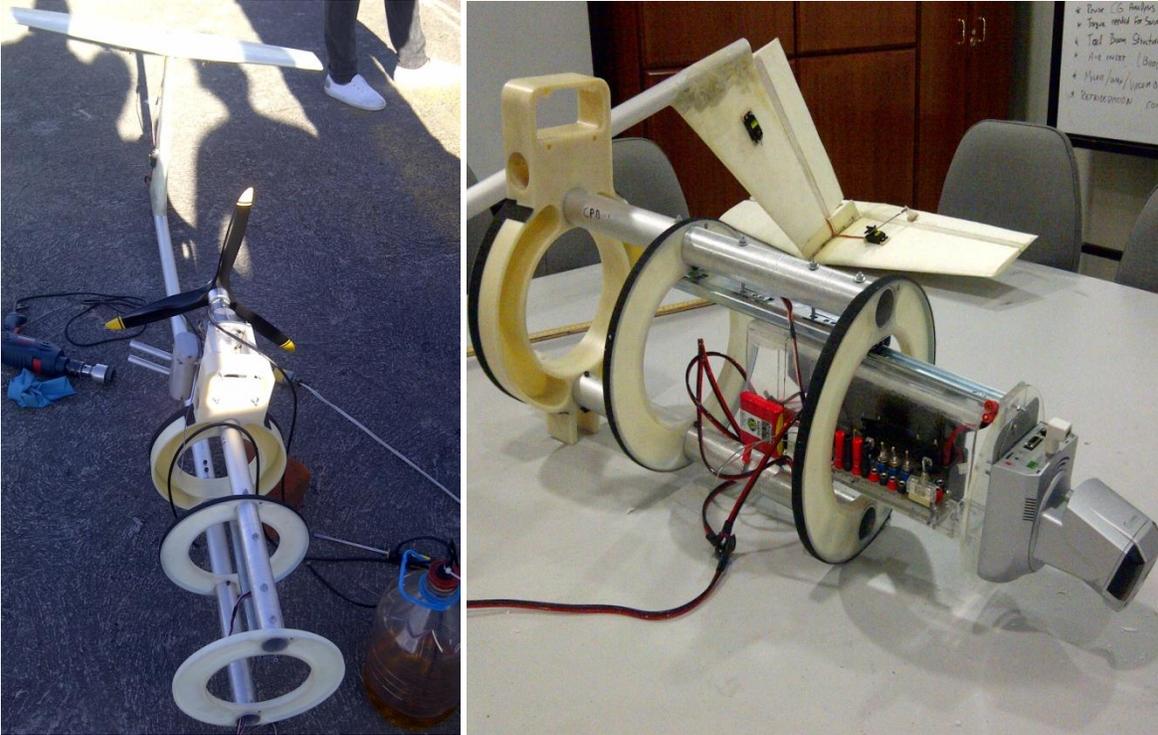
Los resultados de este proyecto se manifiestan principalmente en la finalización de la manufactura del primer prototipo en su totalidad. Es decir, en el ensamblaje final de cada pieza manufacturada para generar el sistema completo del vehículo. Estos resultados se pueden observar en las siguientes fotografías del ensamblaje total del prototipo:



**Ilustración 246.- Primer Ensamblaje General del Prototipo**



**Ilustración 247.- Segundo Ensamblaje General del Prototipo**



**Ilustración 248.- Pruebas de Motor en Prototipo y Montaje de Componentes Electrónicos**



**Ilustración 249.- Sistema Completo de Funcionamiento del Prototipo**



**Ilustración 250.- Ensamblaje Total del Primer Prototipo Piquero I; Proyecto Galapagos UAV**

### 5.1.1. Resultados de Manufactura

Los resultados de manufactura están caracterizados principalmente por los pesos obtenidos en la manufactura final de cada pieza que va a utilizarse para el ensamblaje final del avión. Del mismo modo se relaciona directamente con el acabado de estos elementos y la calidad de producción que obtuvieron después de su manufactura. Asegurando que estos cumplen con todas las características físicas requeridas para adaptarse a las condiciones de trabajo. Consecuentemente debe recalcar que todas las piezas manufacturadas del prototipo satisfacen las características establecidas por sus diseños tanto en dimensiones como en acabados de mecanizado y manufactura.

### 5.1.1.1. Características de Peso de Piezas y Ensamblaje Final

- Manufactura de Discos Estructurales

**Tabla 17.- Resultados de Pesos de Manufactura de Front Discs**

Pieza	Material	Diámetro Externo	Diámetro Interno	Peso			
				Material Original	Mecanizado I	Mecanizado II	Manufactura Final
Front Disc I	Ertalon 12 mm	261 mm	167 mm	1235,8 g	698,17 g	489,51 g	236,72 g
Front Disc II	Ertalon 12 mm	260 mm	167 mm	1308,1 g	685,25 g	512,97 g	267,12 g
Front Disc III	Ertalon 12 mm	259 mm	167 mm	1187,67 g	675,64 g	497,09 g	253,81 g

- Manufactura de Pieza Principal

**Tabla 18.- Resultados de Pesos de Manufactura de PCP**

Pieza	Material	Diámetro Externo	Diámetro Interno	Altura	Material Original	Manufactura Final
PCP	Duralon 2 in	260 mm	167 mm	410 mm	7856,3 g	1101,16 g

- Manufactura de Soportes de Sujeción para Motores

**Tabla 19.- Resultados de Pesos de Manufactura de Engine Supports**

Pieza	Material	Largo	Altura	Peso	
				Material Original	Manufactura Final
Soporte ENYA 1	Ertalon 12 mm	82 mm	102 mm	207,3 g	51.97 g
Soporte ENYA 2	Ertalon 12 mm	82 mm	102 mm	208,7 g	55.19 g
Soporte EVO-L	Ertalon 12 mm	132 mm	102 mm	266,8 g	69.57 g
Soporte EVO-R	Ertalon 20 mm	132 mm	102 mm	444,8 g	148.71 g

- Piezas Estructurales para ensamblaje de Esqueleto

**Tabla 20.-Resultados de Pesos para Ensamblaje de Esqueleto Central**

<b>Parte</b>	<b>Pieza</b>	<b>Peso</b>
Pieza Central	PCP	236,72 g
Disco Frontal	Front Disc I	253,81 g
Disco Medio	Front Disc III	1101,16 g
Soporte Motor	Soporte ENYA 1	51. 97 g
Soporte Motor	Soporte ENYA 2	55.19 g

- Piezas de Fuselaje Externo

**Tabla 21.- Resultados de Pesos de Manufactura del Fuselaje Externo**

<b>Pieza</b>	<b>Pieza</b>	<b>Material</b>	<b>Peso</b>
Fuselaje	Lamina	Lamina de Seguridad 16000	278,72 g
Visor Frontal	Domo	Policarbonato	328,7 g

- Piezas Simples de Superficie Aerodinámica

**Tabla 22.- Resultados de Pesos de Manufactura de Superficies Aerodinámicas**

<b>Pieza</b>	<b>Material</b>	<b>Peso Final</b>
Ala Derecha	Poliestireno Alta Densidad con revestimiento de fibra de vidrio	1113 g
Ala Izquierda	Poliestireno Alta Densidad con revestimiento de fibra de vidrio	1126 g
Cola	poliestireno Baja Densidad con revestimiento de fibra de vidrio	380 g

- Piezas de Superficie Aerodinámica para ensamblaje final

**Tabla 23.- Resultados de Pesos de Manufactura de Superficies Aerodinámicas con Tubería Estructural**

<b>Pieza</b>	<b>Especificaciones</b>	<b>Peso Final</b>
Ala Derecha Full	Ala + Tuberia Estructural + Servos + Cableado	1822 g
Ala Izquierda Full	Ala + Tuberia Estructural + Servos + Cableado	1887,2 g
Cola Full	Cola + Tuberia Estructural + Servos + Cableado	1419 g

- Tubería Estructural

Tabla 24.- Resultados de Pesos de Manufactura de Tubería Estructural

Parte	Tipo de Perfil	Diámetro Externo	Diámetro Alma	Longitud Tubo	Longitud Alma	Peso Total
Cockpit Boom Simple	Circular 1.5 in	38.7 mm	-	508 mm (20 in)	-	236 g
Cockpit Boom con union	Circular 1.5 in	38.7 mm	34 mm	508 mm (20 in)	70 mm	454 g
Tail Boom	Circular 1.5 in	38.7 mm	-	1278 mm (50.3 in)	-	920 g
Wing Rod Simple	Circular 1.5 in	38.7 mm	-	700 mm (27.56 in)	-	504 g
Wing Rod con union	Circular 1.5 in	38.7 mm	34 mm	700 mm (27.56 in)	70 mm	566 g
Torsion Pin Simple	Circular 0.5 in	12.9 mm	-	700 mm (27.56 in)	-	88 g
Torsion Pin con union	Circular 0.5 in	12.9 mm	10.6 mm	700 mm (27.56 in)	70 mm	97 g

- Ensamblaje Total del Prototipo

Tabla 25.- Resultados de Pesos de Ensamblaje General del Prototipo

Parte	Pieza	Peso (g)
Pieza Central	PCP	236,72
Disco Frontal	Front Disc I	253,81
Disco Medio	Front Disc III	1101,16
Soporte Motor	Soporte ENYA 1	51. 97
Soporte Motor	Soporte ENYA 2	55.19
Tubo Superior Esqueleto	Cockpit Boom Simple	236
Tubo inferior Esqueleto	Cokpit Boom con unión	454
Ala Derecha	Ala Derecha Full	1822
Ala Izquierda	Ala Izquierda Full	1887,2
Cola	Cola Full	1419
Fuselaje	Lamina	278,72
Visor Frontal	Domo	328,7
Elementos de Ensamblaje	Pines +Pasadores + Ejes	150
Motor	ENYA	1502
	<b>Peso total</b>	<b>9669,31</b>

### 5.1.1.2. Características Superficiales de Materiales Compuestos para Revestimiento de Piezas

Tras la manufactura final de estos elementos pertenecientes a todas las superficies aerodinámicas del prototipo, se determinó que todos los resultados fueron totalmente satisfactorios con respecto a las exigencias que tienen estas piezas. Estos resultados se caracterizan por una total uniformidad superficial en toda el área perteneciente al composite de recubrimiento. Se generaron acabados totalmente lisos de superficie sin ondulaciones o deformaciones en el perfil de las piezas. Los bordes y terminaciones de cada elemento son totalmente formados y con adherencia absoluta al material base de los mismos. Y por último, la resistencia superficial generada por estos composites asegura la capacidad de proteger y sustentar la estructura de cada una de estas superficies para lograr la funcionalidad de trabajo de las mismas y el levantamiento en vuelo del prototipo.

### 5.1.2. Interpretación de Cálculos para Selección de Materiales

Para la selección de materiales para la manufactura de cada pieza de este prototipo, este proyecto no solamente tomó en cuenta las características físicas y propiedades de peso que generarían los mismos en su manufactura final del elemento, sino que evaluó la capacidad mecánica de los mismos para desarrollar su función en el vehículo mediante la elaboración de cálculos estructurales en secciones o segmentos que podrían generar problemas. De este modo se estableció como parámetro de cálculos el esfuerzo último del material selecto para cada elemento y se observó cual era la carga máxima que se podría someter estos segmentos en cada pieza para así comparar estos datos con la fuerza máxima de trabajo a la que sometería este vehículo a cada uno de estos elementos.

Consecuentemente, esta fuerza máxima que se asume como límite de trabajo es representada por 5Gs o cinco veces el peso total del avión, lo cual en este caso asumiendo un peso máximo total de 25 kg para el prototipo, esta fuerza resultaría de una magnitud de 1250 N de trabajo máximo que debe aguantar cada parte y cada segmento de mayor fragilidad de estas piezas. Una vez realizados los cálculos se observó que esta fuerza no supera ni se acerca a los límites que presentan mecánicamente ninguno de los elementos manufacturados ratificando así la selección realizada de material para cada uno de ellos.

Todos estos datos de comparación de esfuerzos mecánicos máximos y fuerzas de trabajo límite para cada elemento del prototipo se manifiestan en los Anexos de Cálculos y Operaciones de este documento.

## **5.2. Procesos de Generación del Material Compuesto USFQ**

A continuación se resaltarán ciertas características de los resultados obtenidos en cada una de las pruebas realizadas para la verificación de propiedades del composite generado por este proyecto. Estos aspectos serán manifestados conjunto con las gráficas obtenidas en la realización de cada una de las pruebas.

### **5.2.1. Resultados de Pruebas para Levantamiento de Propiedades**

#### **5.2.1.1. Pruebas de Esfuerzos**

##### **5.2.1.1.1. Ensayos de Flexión de Probetas Completas**

De los resultados obtenidos por estas pruebas, cabe recalcar que la diferencia entre una y dos láminas de recubrimiento no genera un aumento significativo de resistencia mecánica en este

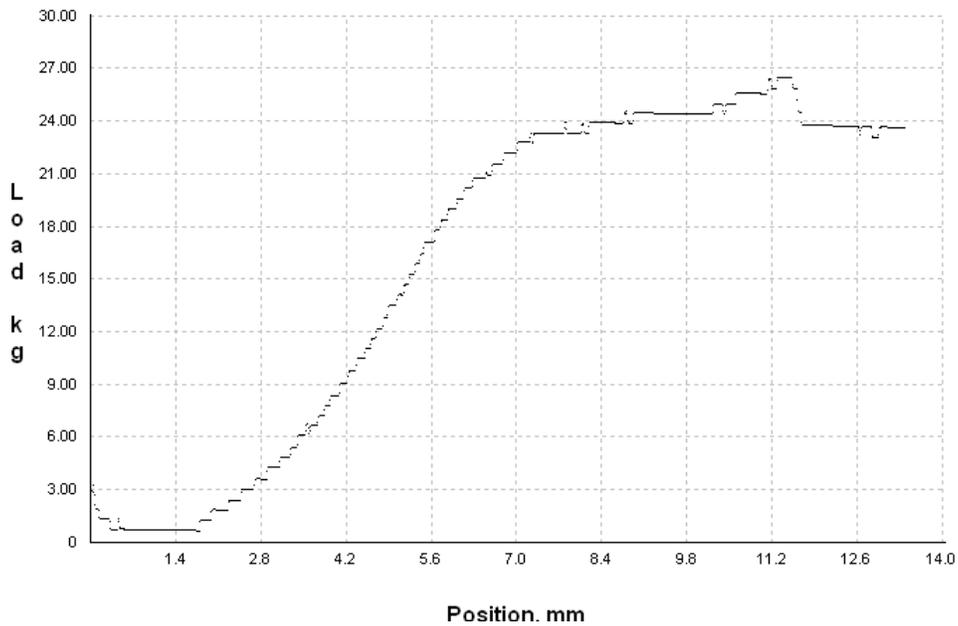
material laminado en comparación al peso que se incrementa en el elemento. Por otro lado, el aumento de resina si duplica la resistencia mecánica en comparación del composite sin exceso de la misma, pero representa el mismo o un incremento mayor de peso en el elemento, demostrando que no es una alternativa relevante el usar exceso de resina en la superficie para generar mejores características.

De igual manera que las conclusiones anteriores, cabe recalcar que en todas estas pruebas realizadas los resultados máximos de esfuerzo fueron obtenidos cuando comenzó a fallar la parte superficial de contacto del composite, no cuando los elementos llegaron a fracturarse completamente, por lo cual se manifiesta que el material va sufriendo mini fracturas continuas con respecto a cada hilo perteneciente a la fibra. Esto implica que la resistencia mecánica es continua hasta que todos los elementos de la fibra lleguen a fallar. De esta manera puede afirmarse que a pesar de que parte de alguna pieza tenga una falla esta no influirá para que todo el elemento se fracture o falle en su totalidad.

De otra manera, ya que este composite forma solo una capa de revestimiento del cuerpo original de los elementos, el material base perteneciente a este cuerpo tiene la capacidad de continuarse compactando sin llegar a fracturarse hasta no haber superado todas las mini fracturas continuas que puede sufrir el composite que lo protege. Asegurando de esta manera que el elemento no se deforme completamente. También cabe recalcar que las mini fracturas que se desarrollan cuando falla el material no son pertenecientes al rompimiento del tejido estructural del composite sino simplemente pertenecen a la fractura del cuerpo rígido tipo cristalino que genera la matriz de resina en este material. El esfuerzo promedio máximo de apoyo que puede resistir superficialmente este composite es de 104600 Pa y el esfuerzo cortante es de 523000 Pa con una fuerza puntual de 262 N.

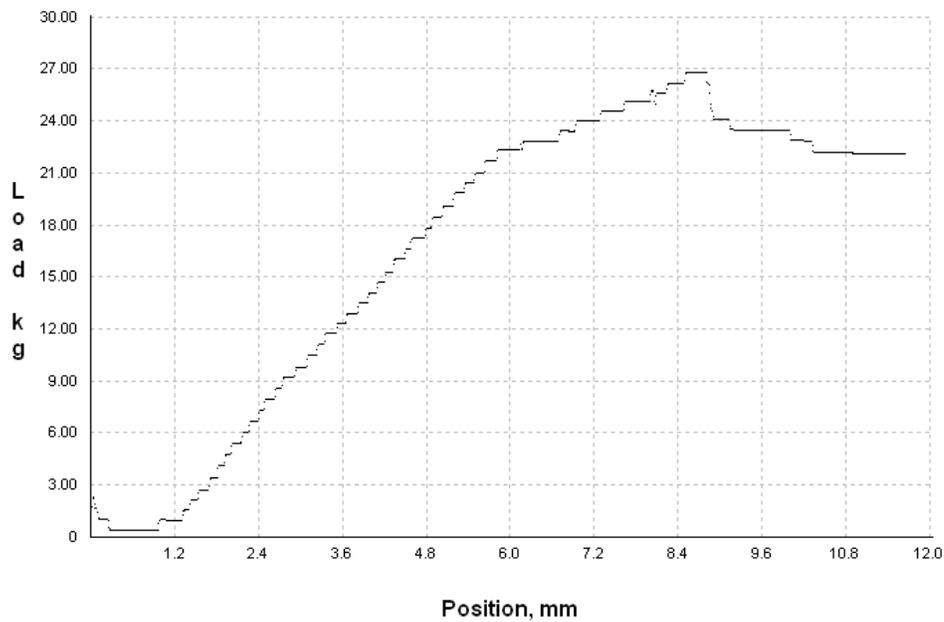
- Resultados para probetas con revestimiento de una capa

a. Prueba I (Viga A)



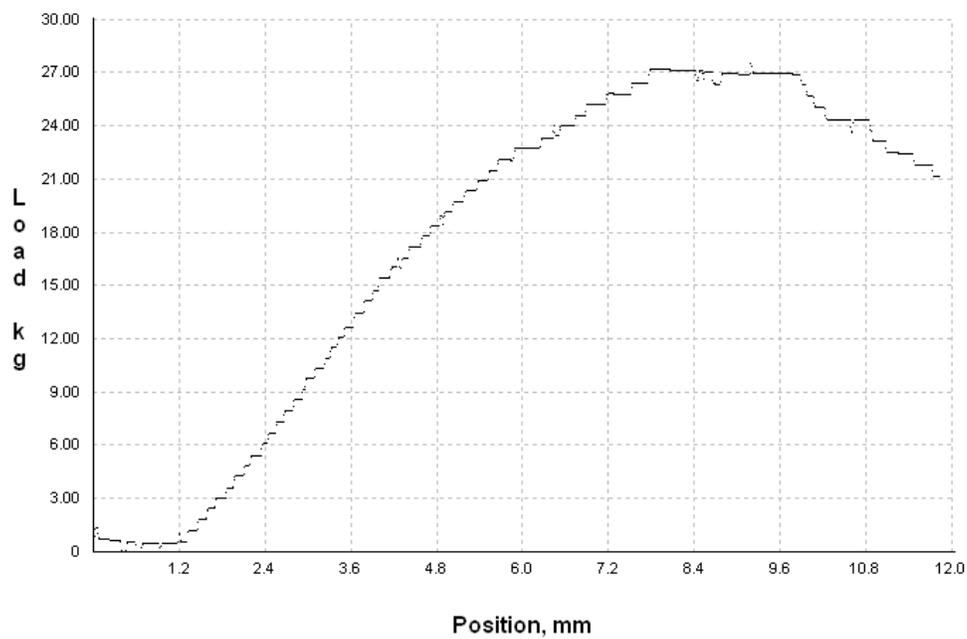
Gráfica 1.- Ensayo de Flexión Probeta I Capa Simple (Carga vs. Desplazamiento)

b. Probeta II (Viga B)



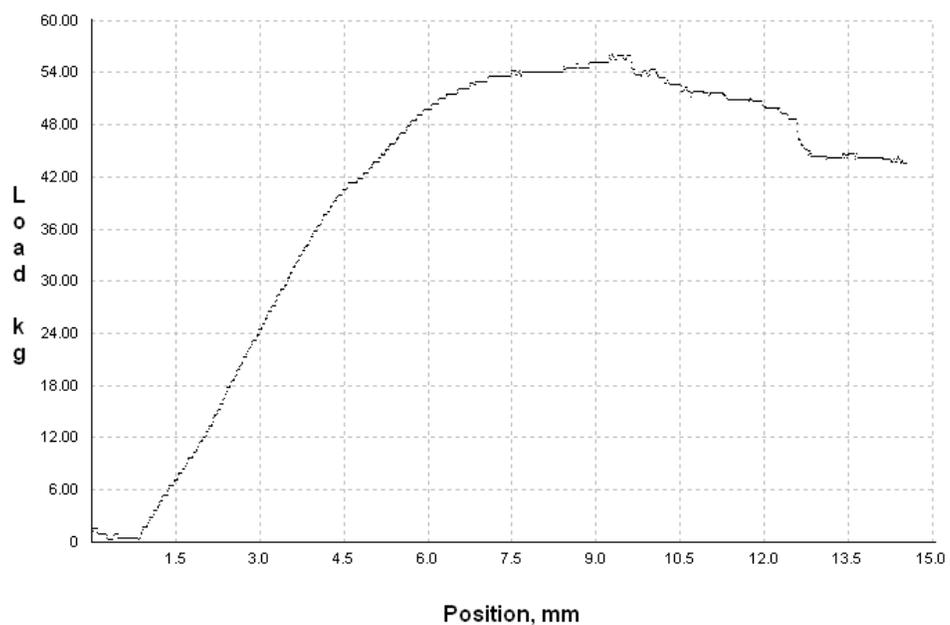
Gráfica 2.- Ensayo de Flexión Probeta II Capa Simple (Carga vs. Desplazamiento)

- Resultados para probetas con revestimiento de dos capas
  - Probeta I (Viga C)



Gráfica 3.-Ensayo de Flexión Probeta I Capa Doble (Carga vs. Desplazamiento)

- Probeta II (Viga D)

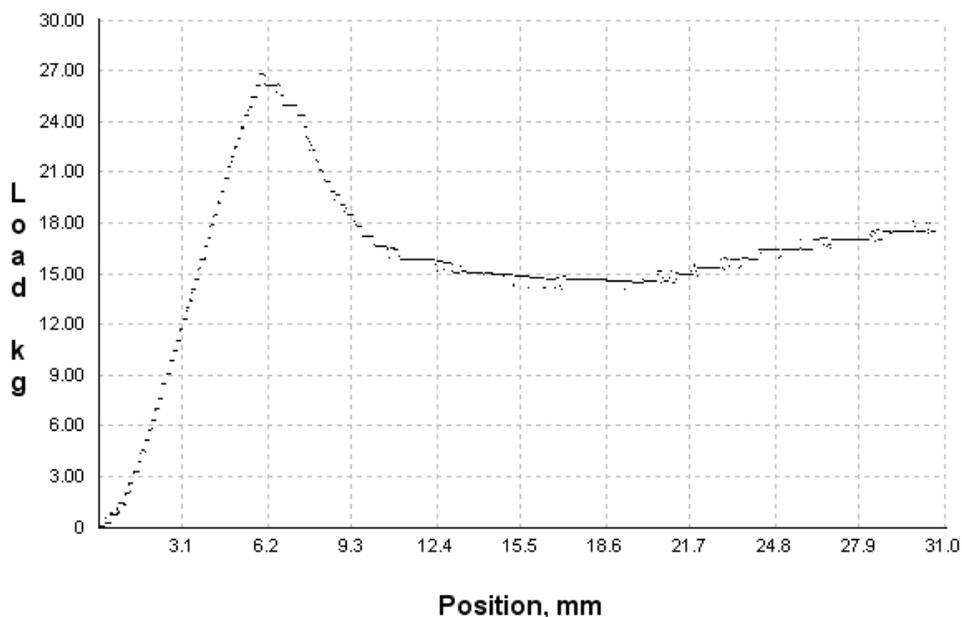


Gráfica 4.- Ensayo de Flexión Probeta II Capa Doble (Carga vs. Desplazamiento)

### 5.2.1.1.2. Ensayos de Flexión en Probetas con Junta Estructural

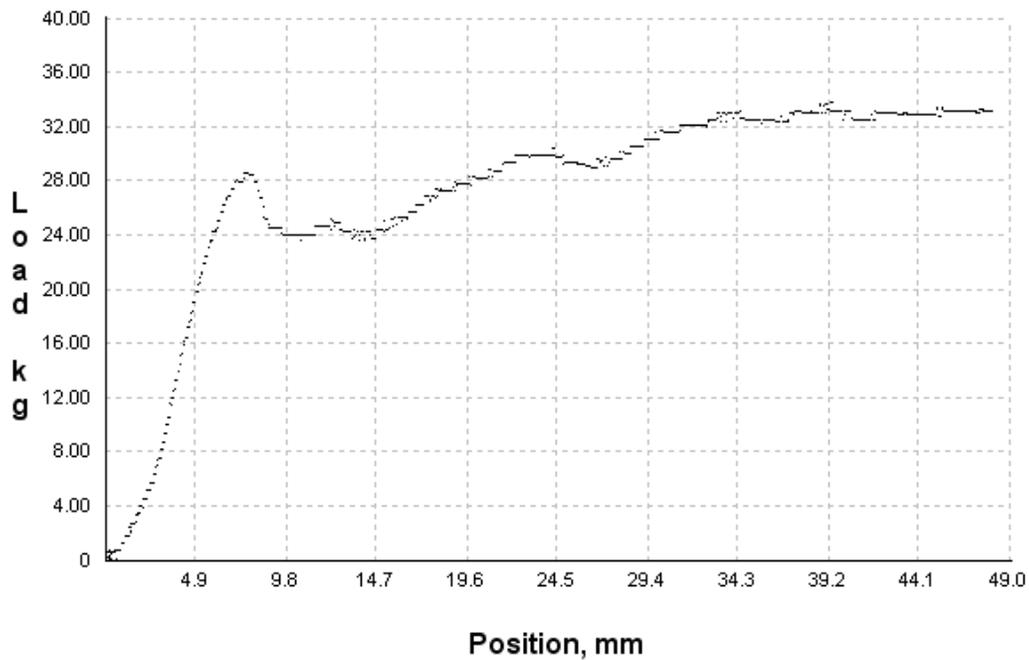
En estos ensayos, cabe recalcar que de igual manera ninguna de las juntas llego a fracturarse en su totalidad durante las pruebas ya que el material presenta las características señaladas anteriormente. De este modo, se afirmó el trabajo mecánico de la junta de refuerzo para soportar la unión de dos elementos y asegurar que estos no lleguen a separarse. En comparación de los tres tipos de juntas, se valoró en el uso del 5% no era suficiente para el refuerzo de la junta ya que comenzaba a fallar en los bordes de solapamiento de este refuerzo antes que en la unión de la junta. Por otro lado, se ratificó que el 15% era suficiente para el reforzamiento por lo cual se utilizó en la manufactura real juntas del 10% de reforzamiento para material solapado. El esfuerzo promedio máximo de apoyo que puede resistir superficialmente estas juntas de composite es de 110600 Pa y el esfuerzo cortante es de 553000 Pa con una fuerza puntual de 278 N.

- Resultado para Junta con 5% de solapamiento



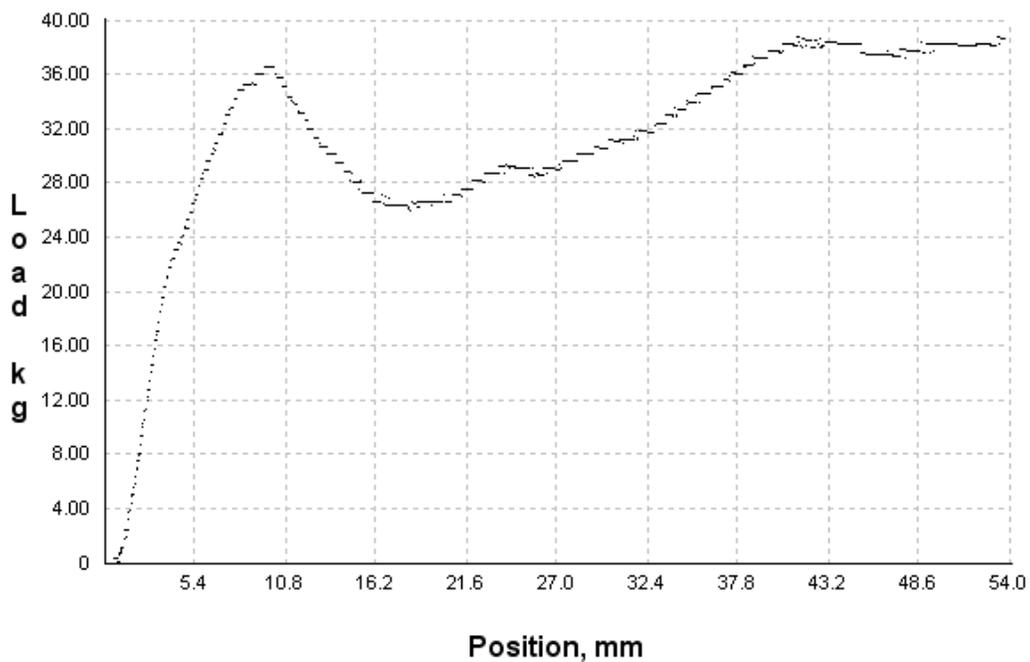
Gráfica 5.-Ensayo de Flexión en Probeta con Junta de 5% (Carga vs. Desplazamiento)

- Resultado para Junta con 15% de solapamiento



Gráfica 6.- Ensayo de Flexión en Probeta con Junta de 15% (Carga vs. Desplazamiento)

- Resultado para Junta con 25% de solapamiento



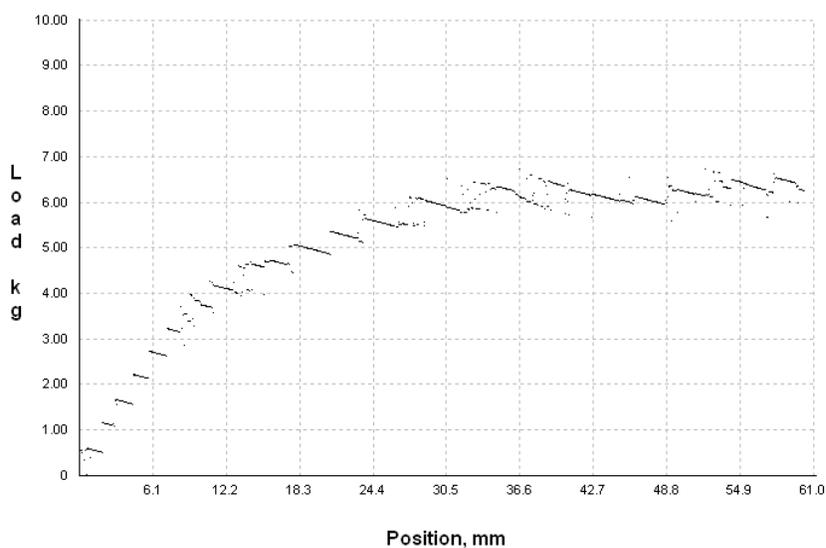
Gráfica 7.- Ensayo de Flexión en Probeta con Junta de 25% (Carga vs. Desplazamiento)

## 5.2.1.2. Pruebas de Deflexión y Deformación del Material

### 5.2.1.2.1. Ensayos de Deflexión en Probetas con Juntas

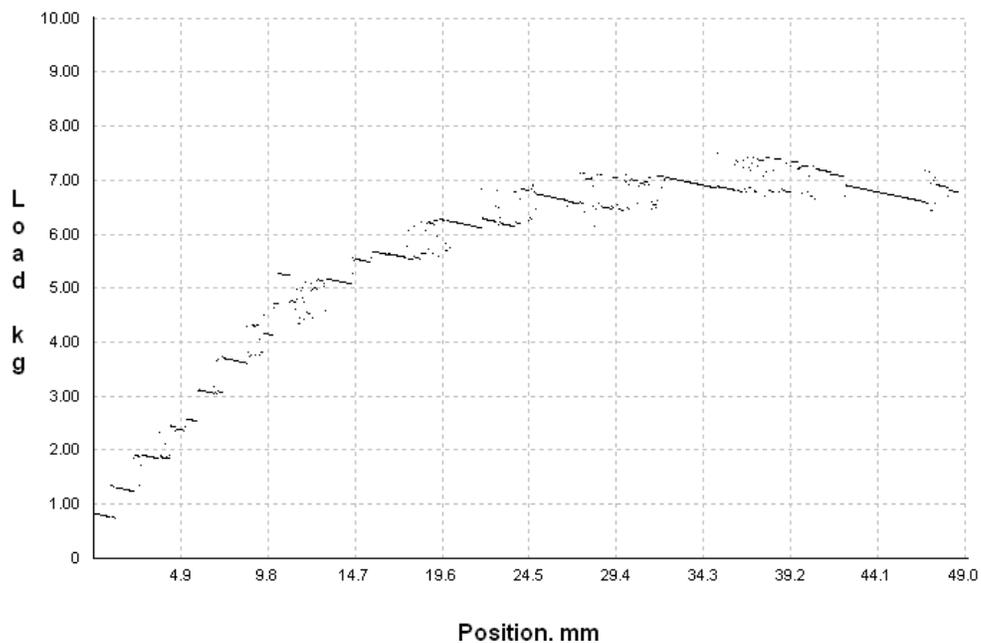
Después de la realización de estos ensayos se obtuvo resultados muy satisfactorios acerca del uso de las juntas estructurales mediante refuerzos de fibra de vidrio en todas las uniones ya que estas trabajan totalmente de acuerdo a las condiciones de formación de un elemento sólido continuo. Es decir, durante el desarrollo de estas pruebas ninguna de las uniones con junta llegó a fallar generando la deflexión de la viga en ese punto de unión por el contrario estos resultados se obtuvieron cuando la parte del composite localizado en el sistema de sujeción comenzó a fallar. Del mismo modo se observó que estas juntas de refuerzo no sufren ningún desprendimiento de la superficie base a las que están adheridas y por el contrario solidifican esa sección de unión para brindar mayor resistencia que el material de laminado normal. En estos resultados se observó que de igual manera es suficiente el uso de juntas de 10% para el reforzamiento.

- Resultado para Junta con 5% de solapamiento



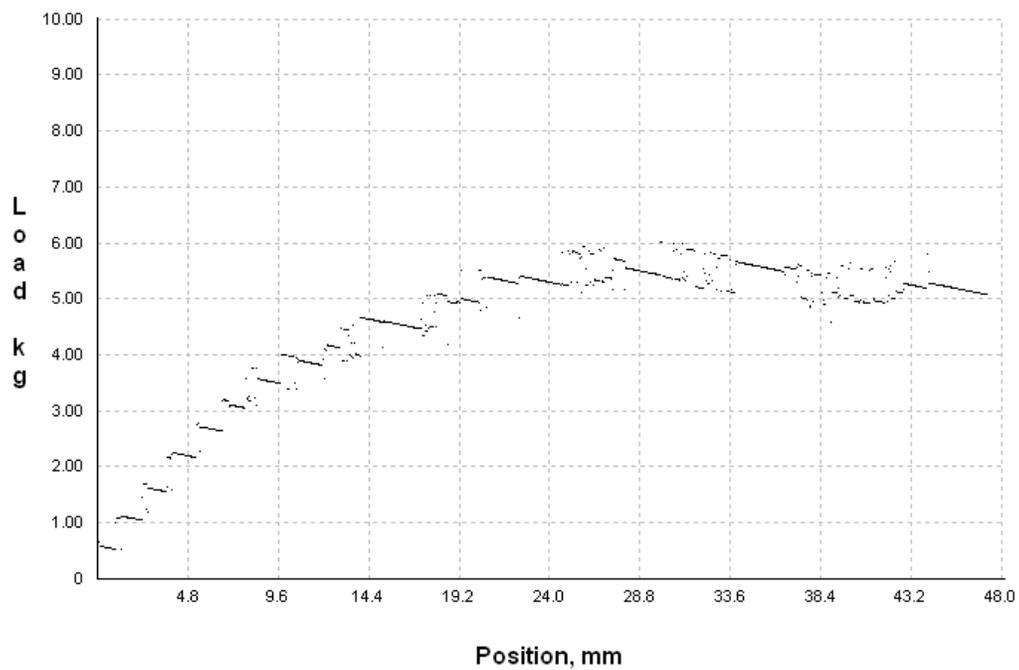
**Gráfica 8.-Ensayo de Deflexión en Probeta con Junta de 5% (Carga vs. Desplazamiento)**

- Resultado para Junta con 15% de solapamiento



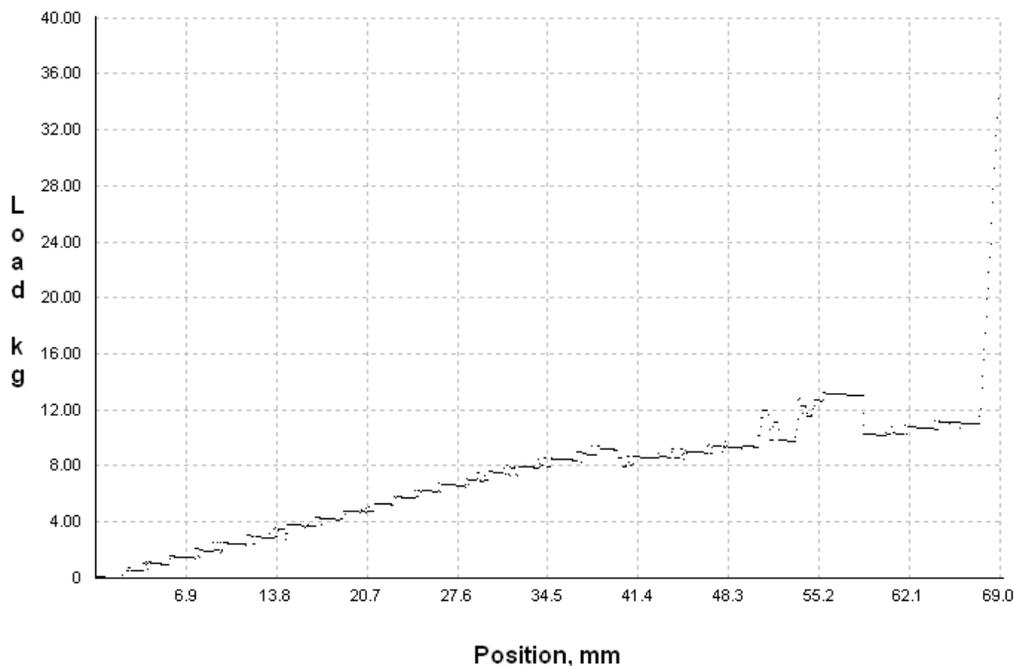
Gráfica 9.- Ensayo de Deflexión en Probeta con Junta de 15% (Carga vs. Desplazamiento)

- Resultado para Junta con 25% de solapamiento



Gráfica 10.- Ensayo de Deflexión en Probeta con Junta de 25% (Carga vs. Desplazamiento)

### 5.2.1.2.2. Ensayo de Deflexión en Ala unida por juntas



**Gráfica 11.- Ensayo de Deflexión en Probeta de Ala Completa (Carga vs. Desplazamiento)**

En esta prueba se ratificó nuevamente el funcionamiento de las juntas estructurales de refuerzo en una pieza real de trabajo del prototipo, ya que ninguna de las juntas llegó a fallar sino que la deflexión del elemento continuó hasta superar la altura total del empotramiento del elemento sin presentar ninguna falla en el proceso. Del mismo modo el ala recuperó totalmente su posición normal después de eliminar la carga localizada al otro extremo respecto a la sujeción de este elemento. En esta prueba no se produjo ninguna deformación en el composite tanto central de las secciones de la pieza como en el utilizado como refuerzo para la elaboración de las juntas de las secciones.

### 5.2.2. Manual de Procesos de Generación de Material Compuesto USFQ

Para la generación de este material compuesto de tipo fibroso se debe seguir un proceso de pasos consecutivos para lograr unos resultados adecuados. Este proceso se caracteriza por el recubrimiento o revestimiento superficial de elementos por lo cual este composite debe utilizarse con esta finalidad. Para la generación de estos composites primero deben obtenerse todos los componentes y herramientas necesarios para el desarrollo del proceso, estos elementos son: fibra de vidrio tipo S, resina Aeropoxy PR2032 y endurecedor Aeropoxy PH3660, lijas, tijeras, cinta adhesiva de papel, fundas plásticas, cinta doble faz, pegamento rápido en aerosol, recipientes para mezcla, balanza de peso, espátulas y palos para mezclar, algodón, silicona de sellado, bomba de vacío, mangueras y boquillas de succión, equipos de seguridad como mandil, guantes, gafas de protección y mascarillas, y por último la pieza que se desea recubrir.

Una vez recolectados todos estos elementos se procede a seguir los siguientes pasos:

#### Manual de Procesos De Generación del Material Compuesto USFQ

- a) Preparación de elementos y herramientas necesarias para el proceso
- b) Preparación y depuración superficial del elemento base a revestir:

Este paso comprende el uso secuencial de lijas para generar un acabado liso y uniforme de las superficies del elemento.

- c) Corte de fibra de vidrio necesaria para cubrir el área total de la superficie:

Este paso se realiza con el uso de cinta adhesiva de papel para marcar las dimensiones exactas del corte para asegurar que el tejido tenga la extensión suficiente para la pieza y no se genere el deshilachado de la fibra.

d) Colocación de la fibra de vidrio sobre la pieza:

En este paso se coloca pegamento rápido en aerosol sobre la superficie de la pieza a recubrir para luego adherir la fibra de vidrio de manera continua estirando el tejido para evitar la formación de pliegues y ondulaciones.

e) Cálculo y preparación de mezcla de resina con endurecedor:

Este paso se desarrolla haciendo un cálculo estimado de área total que necesita recubrirse con resina y utilizando las tablas del material según el espesor que desea darse al composite, para así determinar la cantidad exacta de resina y de endurecedor que se necesita para la elaboración de la mezcla.

f) Preparación de elementos para el vacuum bagging:

Este paso se debe completar antes del resinado para tener todos los elementos listos para desarrollar esta técnica. En este paso se coloca la cinta doble faz en los extremos abiertos de las fundas plásticas y se alista tanto la bomba de vacío como las mangueras y la boquilla de succión.

g) Colocación de la mezcla de resina sobre la fibra de vidrio:

En este paso se procede a la colocación de la resina sobre toda la fibra de vidrio que recubre el elemento base, para este proceso se utiliza espátulas para retirar el exceso de resina en ciertas secciones y esparcir la misma sobre tejido que está al descubierto.

h) Uso de la técnica de vacuum bagging:

Este es el paso final de la generación de este composite puesto que en esta técnica se produce el curado y secado de la resina para conformar su resultado final en la pieza. Para este proceso se coloca la pieza resinada dentro de la bolsa plástica con un pedazo de algodón a su lado para que sea el lugar donde se coloque la boquilla de succión de aire e

impida que el exceso de resina pase a la bomba de vacío. Luego se procede a sellar la funda mediante las tiras de cinta doble faz colocadas anteriormente y para asegurar el sellado se coloca silicona para rellenar todas las filtraciones que existan en la posición de la cinta. Se coloca consecutivamente la manguera de succión en la boquilla y se prende la bomba de vacío hasta generar un vacío completo en el sistema. El tiempo de secado y curado del material es de alrededor de 12 horas por lo cual se apaga la bomba de vacío después del vaciado y se deja reposar el material hasta generar los resultados.

i) Elaboración de acabos finales en el material de revestimiento:

En este paso solo se procede a abrir la bolsa del vacuum bagging y observar la pieza generada por este material compuesto. En el caso de tener fibra de vidrio extra en los bordes se procede a cortar este material con el uso de tijeras o alguna herramienta de corte.

## **6. CAPITULO VI.- Conclusiones y Recomendaciones**

## 6.1. Conclusiones

Al finalizar el desarrollo de este proyecto de manufactura se concluyo principalmente que todos los objetivos planteados en la implementación de este proyecto llegaron a ser cumplidos satisfactoriamente. De esta manera con el constante trabajo y esfuerzo presentado por este proyecto se logro generar como meta principal la manufactura y producción total del primer prototipo de avión no tripulado Piquero I para el Proyecto Galápagos UAV. Del mismo modo, con la continua investigación y desarrollo de pruebas referentes al uso del nuevo material compuesto implementado por este proyecto, se llevo a generar los primeros procesos de generación de composites para el revestimiento de superficies en la manufactura e implementación de piezas.

Tras la manufactura de piezas y selección de materiales para la elaboración de las mismas, este proyecto aseguró que todas las partes y piezas elaboradas para el ensamblaje del prototipo cumplan las especificaciones exactas de diseño y a su vez puedan satisfacer las exigencias establecidas por las condiciones de trabajo en las que el vehículo se desarrollará.

Para describir de una mejor manera todas las conclusiones a las que llevo este proyecto durante el desarrollo de todos los procesos de manufactura referentes a cada una de las partes y elementos que conforman este prototipo, estas serán redactadas más detalladamente a continuación:

- Con respecto a la utilización de tubería estructural de aluminio, estos elementos representan los componentes de mayor peso en el prototipo y a pesar de ser de material ligero referente a los metales, estas piezas podrían ser elaboradas de otro material más

liviano como la perfilera de fibra de carbono pero implicaría un alza significativa en los costos de manufactura de estos elementos.

- Con respecto a los discos estructurales o Front Discs se concluyo que estos elementos generan una calidad modular al prototipo capaz de soportar tanto el fuselaje externo del avión como componentes internos que quieran colocarse en su interior, por lo cual su diseño en forma de anillo proporciona un plus de funcionamiento de estos elementos. La manufactura y acabados de los mismos referentes a los vaciados de material en su periferia permiten una disminución representativa en el resultado de manufactura de estas piezas.
- Con respecto al PCP o pieza central de este prototipo, este proyecto concluyo que esta pieza pude elaborarse con bordes de menor espesor referencial a las zona de vaciado para alivianar igualmente el peso final del elemento, del mismo modo esta pieza tiene una funcionalidad esencial del avión y su mecanizado con tecnología CNC es fundamental para que todos los componentes tengan la posición indicada para el ensamblaje final del prototipo.
- Con respecto a la manufactura de las piezas de soporte y sujeción de los motores, se concluyo que los vaciados realizados en las mismas son la manera más eficaz para alivianar su peso, y del mismo modo estas conforman una pieza esencial para la sujeción tanto del motor como de las alas para la ubicación del torsión pin de las mismas.
- Con respecto a la manufactura de los composites, se concluyo que el procedimiento para su generación es totalmente satisfactorio ya que se consiguieron resultados superficiales de alta calidad en los materiales, estos resultados se caracterizaron principalmente por la uniformidad y el terminado liso de la superficie

- Con respecto a la manufactura del fuselaje se concluyo que el uso de la lamina de seguridad es una manera muy eficiente de formar una cobertura totalmente modular del prototipo y del mismo modo tiene la resistencia suficiente para soportar las fuerzas generadas por el viento durante pruebas de vuelo
- Con respecto a la elaboración del domo o visor frontal este proyecto cree que el policarbonato no es el mejor material para su construcción ya que este es muy frágil a fuerzas de impacto y se debe buscar la manera de manufacturarlo mediante el proceso de conformado

Consecuentemente con estas conclusiones, este proyecto concluye también de manera final que para el ensamblaje total del prototipo, todas las piezas manufacturadas cumplieron los requisitos de tamaños y pesos, así se confirmo que todos los procesos de manufactura y construcción utilizados por el proyecto fueron los adecuados para obtener el ensamblaje final del primer prototipo.

## **6.2.Recomendaciones**

Con la culminación y presentación del proceso de manufactura y construcción para el primer prototipo del avión Piquero I - Galapagos UAV, este proyecto pudo determinar muchos aspectos en los cuales la producción o generación del siguiente prototipo debería basarse para establecer la obtención de mejores resultados en el desarrollo del nuevo proyecto. Todos estos aspectos están relacionados directamente con el paso previo al desarrollo o implementación de cada proceso de manufactura y algunos otros aspectos refieren al trabajo directo durante el desarrollo de los mismos.

En el caso de los pasos previos, este proyecto recomienda fundamentalmente asegurar la preparación de todos los elementos y herramientas de trabajo necesarias para la elaboración de cada proceso, de esta manera se realiza un procedimiento secuencial y continuo en la construcción de cualquier pieza sin la necesidad de tener paros en la producción debido a la ausencia de algún elemento o herramienta que no se tomo en cuenta en el proceso.

Entre las recomendaciones principales que ofrece este proyecto referente a la preparación de herramientas es asegurar siempre el uso del equipamiento de seguridad industrial necesario para cada proceso. En este caso, es esencial siempre el uso de un mandil, gafas de seguridad, guantes y mascarilla de protección de gases, para la manipulación de los elementos químicos como son las resinas y sus catalizadores. Del mismo modo, en el caso de desarrollar la manufactura de cualquier pieza en el taller es fundamental el uso de este equipo de seguridad para generar la protección del operador de trabajo y disminuir la gravedad de cualquier accidente que pueda ocurrir durante el proceso.

Por otro lado, durante el desarrollo de los procesos, cabe recalcar que durante la manipulación de máquinas herramientas y sujeción de materiales para la elaboración de piezas por mecanizado, es recomendable siempre verificar el ajuste de todos los elementos que trabajen en el proceso ya que la vibración generada en el mecanizado de las piezas genera el desajuste de tornillos y cualquier elemento que este sujeto con roscado. Esta recomendación permite evitar el descuadre de elementos y herramientas utilizadas en el proceso y así asegurar un procedimiento correcto de mecanizado siguiendo los pasos establecidos para la manufactura de la pieza.

En el caso de la manufactura específica de las alas, este proyecto recomienda que la mezcla de resina y endurecedor siempre se realice con relación de masa ya que se obtienen

mejores resultados tanto en la constitución del composite final como en la homogeneidad de la mezcla. Del mismo modo se recomienda esparcir de la mejor manera la resina en las superficies a cubrir para no obtener partes sin recubrimiento ni tampoco partes con exceso de la misma. Y por último, se recomienda utilizar siempre la técnica de Vacuum bagging en la elaboración de estas piezas para asegurar la adherencia absoluta del composite a la superficie de las mismas.

En el caso del proceso del corte de la fibra de vidrio para la elaboración del composite en sí, este proyecto recomienda siempre utilizar cinta adhesiva de papel para señalar las líneas por donde se va a realizar el corte para de esta manera no permitir que se corran los hilos en la trama de este tejido.

Otra recomendación que establece este proyecto es que durante el desarrollo de la manufactura de cada pieza siempre deba tomarse en cuenta las propiedades de cada material que va a utilizarse en cada proceso de manufactura, para así determinar el mejor procedimiento de mecanizado o manipulación del mismo, para de esta manera evitar la generación de malos resultados en la calidad de acabados superficiales y propiedades mecánicas y estructurales de la manufactura final del elemento.

Como recomendación final de trabajo este proyecto plantea siempre desarrollar los procesos de la manera más programada posible, para de esta forma establecer procedimientos concretos con resultados positivos de alta calidad y que satisfagan la funcionalidad que deben tener los elementos. Es recomendable siempre desarrollar todos los procesos con tiempo para no trabajar bajo presión y generar falencias o procedimientos de manera apresurada que no generen los resultados estimados para el trabajo.

## **7. CAPITULO VII.- Bibliografía**

## 7.1. Referencias y Textos Consultados

“Acabados Superficiales”. UPM - Ingeniería Grafica. Marzo 2012.

<[http://ocw.upm.es/expresion-grafica-en-la-ingenieria/ingenieria-grafica-metodologias-de-diseno-para-proyectos/Teoria/LECTURA\\_COMPLEMENTARIA/MATERIALES/acabados.pdf](http://ocw.upm.es/expresion-grafica-en-la-ingenieria/ingenieria-grafica-metodologias-de-diseno-para-proyectos/Teoria/LECTURA_COMPLEMENTARIA/MATERIALES/acabados.pdf)>

“Aeropoxy Laminating Materials Resin PR2032”. Aeropoxy Products. Abril 2012.

<<http://www.ptm-w.com/index.asp?pgid=176>>

“Aplicaciones del recorte de poliestireno por hilo caliente”. JIPERS Maquinas de Corte.

Marzo 2012.

<<http://recorte-hilo-caliente.jipers.com/aplicacione/aplicacione-recorte-poliestireno.html>>

“Archipiélago de Colon”. La Tierra. Marzo 2012.

<<http://www.tutiempo.net/Tierra/Ecuador/Archipelago-de-Colon-EC000495.html>>

Beer, Ferdinand P. et al. Mecánica de Materiales. México: Mc Graw Hill, 2007.

“Características Mecánicas”. Films de Seguridad, GAL S&T. Abril 2012.

<<http://galst.com.ar/caracteristicasmecanicas.html>>

“Ciclo GM Mecanizado: Mecanizado”. Instituto Educación Mecánica. Marzo 2012.

<<http://www.iesremedios.es/ciclos-formativos/mecanizado/>>

“Conservación y Restauración de Ecosistemas Insulares”. Dirección del Parque Nacional Galápagos. Febrero 2012.

<[http://www.galapagospark.org/pn.php?page=parque\\_nacional](http://www.galapagospark.org/pn.php?page=parque_nacional)>

“Corte por Hilo”. Anzuz Fabricacion. Febrero 2012.

<[http://www.anzus.com.ar/es/anzus\\_fabricacion\\_wc.html](http://www.anzus.com.ar/es/anzus_fabricacion_wc.html)>

“Detienen a embarcación por pesca ilícita en Galápagos”. Ecuador Inmediato.

Septiembre 2011. Febrero Marzo 2012.

<[http://www.ecuadorinmediato.com/index.php?module=Noticias&func=news\\_user\\_view&id=154156&umt=detienen\\_a\\_embaracion\\_por\\_pesca\\_ilicita\\_en\\_galapagos](http://www.ecuadorinmediato.com/index.php?module=Noticias&func=news_user_view&id=154156&umt=detienen_a_embaracion_por_pesca_ilicita_en_galapagos)>

Dirección del Parque Nacional Galápagos. Diciembre 2011.

<<http://www.galapagospark.org/>>

“El Colegio de Ciencias e Ingeniería”. Colegio de Ciencias e Ingeniería Politécnico: USFQ. Febrero, 2012.

< <http://www.usfq.edu.ec/POLITECNICO/Paginas/Politecnico.aspx> >

“El Poliestireno”. Rincon de la Ciencia. Marzo 2012.

<<http://centros5.pntic.mec.es/ies.victoria.kent/Rincon-C/Curiosid/Rc-38/RC-38.htm>>

“El Torneado”. Maquinas Mecánicas. Marzo 2012.

<<http://img5.xooimage.com/files/c/e/b/maquinas---el-torno-1-956b98.pdf>>

“Espuma de Poliuretano”. Schneider SA. Marzo 2012.

<[http://www.schneidersa.com.ar/espuma\\_definicion.html](http://www.schneidersa.com.ar/espuma_definicion.html)>

“Fiberglass Structures”. Delta Composites. Marzo 2012.

<[http://www.deltacomposites.com/lit\\_library/DelDesMan.pdf](http://www.deltacomposites.com/lit_library/DelDesMan.pdf)>

“Fibra de Vidrio”. ABCpedia. Marzo 2012.

<<http://www.abcpedia.com/fibra-de-vidrio/fibra-de-vidrio.htm>>

“Fresado”. Dormer Tools. Marzo 2012.

<[http://www.dormertools.com/sandvik/2531/Dutch/s004444.nsf/Alldocs/Product\\*2DMac hiningSolutions\\*2DPDF\\*2ATH\\*2DPDFes/\\$file/8Fresado.pdf](http://www.dormertools.com/sandvik/2531/Dutch/s004444.nsf/Alldocs/Product*2DMac hiningSolutions*2DPDF*2ATH*2DPDFes/$file/8Fresado.pdf)>

“Fresado y Taladrado Protocolo”. Curso de Procesos de Manufactura. Marzo 2012.

<[http://www.escuelaing.edu.co/programas/ing\\_industrial/laboratorios/pind.pdf](http://www.escuelaing.edu.co/programas/ing_industrial/laboratorios/pind.pdf)>

“Fresadora, procedimientos y tipos de fresas”. Ingeniería Mecánica. Manufactura.

Marzo 2012.

<[http://www.Ingmecanica.net/posts/ahrständerfräsmaschine/-manufactura/10892542/Fresadora-\\_procedimientos-y-tipos-de-fresas.html](http://www.Ingmecanica.net/posts/ahrständerfräsmaschine/-manufactura/10892542/Fresadora-_procedimientos-y-tipos-de-fresas.html)>

“Galápagos”. Ecuador Aventura – Ecuaworld. Enero 2012.

<[http://www.ecuaworld.com.ec/gps\\_general.htm](http://www.ecuaworld.com.ec/gps_general.htm)>

Galapagos Islands. Febrero 2012.

<<http://www.galapagosislands.com/index2.html>>

“Galapagos Islands”. NASA - Earth Observatory. Images. Enero 2012.

<<http://earthobservatory.nasa.gov/IOTD/view.php?id=2324>>

“Galápagos, Patrimonio Natural de la Humanidad”. País Leyenda. Febrero 2012.

<<http://www.paisdeleyenda.com/galapagos/galap.htm>>

“Grabado Laser”. Grabado Laser. Marzo 2012.

<<http://www.grabado-laser.com/>>

“Información acerca de las Islas Galápagos”. Ecuador & Galápagos Tours. Enero 2012.

<<http://www.surtrek.org/galapagos/index.html>>

“Información General, Islas Galápagos”. Galapaguide. Marzo 2012.

<[http://www.galapaguide.com/islas\\_galapagos\\_info\\_general\\_esp.htm](http://www.galapaguide.com/islas_galapagos_info_general_esp.htm)>

“Información Turística, Galápagos Informaciones”. Ecuador Aventura – Ecuaworld.

Marzo 2012.

< [http://www.ecuaworld.com.ec/gps\\_info.htm](http://www.ecuaworld.com.ec/gps_info.htm) >

“Ingeniería del Mecanizado”. Ingeniería Mecánica - Universidad de Jaén. Marzo 2012.

<<http://www.ujaen.es/dep/ingmec/asignaturas/5747.html>>

“Islas Galápagos”. Yebool, Regiones Ecuador. Marzo 2012.

<<http://yebool.com.ec/ecuador/regiones/islas-galapagos>>

“Islas Galápagos, Archipiélago de Colon”. Testudines Org. Febrero 2012.

<<http://www.testudines.org/Articulos/Apendices-y-Glosarios/Ecologia-Botanica->

Edafologia-y-Paleontologia-de-la/Islas-Galpagos,-Archipi%C3%A9logo-de-Col%C3%B3n.aspx>

“Las Islas Encantadas”. Red Ecuatoriana. Marzo 2012.

<<http://www.redecuadoriana.com/elpais/islasgalapagos.asp>>

“Los tratamientos de superficie dentro de la industria”. METAL-MECANICA.

Marzo 2012

<<http://www.interempresas.net/MetalMecanica/Articulos/7706-Los-tratamientos-de-superficie-dentro-de-la-industria.html>>

“Maquinado Tradicionales y Automatizados”. Mundo Tecnológico. Febrero 2012.

<<http://www.mitecnologico.com/Main/MaquinadoTradicionalesYAutomatizados>>

“Maquinas de corte y grabado laser”. ENDLESS SYSTEMS. Febrero 2012.

<<http://www.eslaser.net/>>

“Mecanizado”. Mundo Metal Mecánica. Febrero 2012.

<<http://mecanizar.blogspot.com/2007/10/tipos-de-mecanizados.html>>

Olivares, M. et al. “Los Composites: Características y Aplicaciones en la Edificación”.

Informes de la Construcción 54.484 (2003). Universidad de Sevilla: España.

“Operaciones de Mecanizado”. El Prisma - Ingeniería Mecánica. Febrero 2012.

<[http://www.elprisma.com/apuntes/ingenieria\\_mecanica/operacionesmecanizado/](http://www.elprisma.com/apuntes/ingenieria_mecanica/operacionesmecanizado/)>

“Pesca Ilegal en Galápagos”. Diario El Hoy. Mayo 2000. Febrero 2012.

<<http://www.hoy.com.ec/noticias-ecuador/pesca-ilegal-en-galapagos-103917.html>>

“Pesca Ilegal en Galápagos: 357 tiburones ”. Galápagos Digital. Julio 2011. Febrero 2012.

<<http://www.galapagosdigital.com/espanol/2011/7/21/pesca-ilegal-en-galapagos-357-tiburones.html>>

“Pesca Ilegal de Tiburones sigue en Reserva de Galápagos”. El Comercio. Sección

Noticias-Medio Ambiente. Octubre 2011. Febrero 2012.

<[http://www.elcomercio.com/sociedad/Pesca-ilegal-tiburones-Reserva-Galapagos\\_0\\_566943411.html](http://www.elcomercio.com/sociedad/Pesca-ilegal-tiburones-Reserva-Galapagos_0_566943411.html)>

“Pesca Ilícita en Galápagos”. El popular. Septiembre 2011. Marzo 2012.

<<http://www.elpopular.com.ec/34820-pesca-ilicita-en-galapagos.html>>

“Plásticos Nylon”. Electrocome. Diciembre 2011.

< <http://www.electrocome.com/ptecnicos.htm>>

“Poliamida 6”. Industrias JQ. Febrero 2012.

< <http://www.jq.com.ar/Imagenes/Productos/Poliamida6/Poliam6/general.htm> >

“Poliestireno expandido”. Textos Científicos. Febrero 2012.

<<http://www.textoscientificos.com/polimeros/poliestireno-expandido>>

“Poliestireno extruido y densificado”. Reciclajes MYS. Marzo 2012.

<<http://www.reciclajesmys.com/poliestireno.htm>>

“Poliestireno, tipos, características y abreviaturas”. Planos Arquitectura. Marzo 2012

<<http://planosdecasas.biz/arquitectura/poliestireno-tipos-caracteristicas-y-abreviatura/>>

“Poliuretano”. Escuela Tec. Superior de Ingeniería Industrial. Valladolid 2006. Marzo 2012

<<http://www.eis.uva.es/~macromol/curso05-06/pu/inicio.htm>>

“Procedimiento para cortar espuma rígida de poliuretano por medio de un hilo calentado”.

Patentes y Marcas, España. Marzo 2012.

<[http://www.espatentes.com/pdf/2181154\\_t3.pdf](http://www.espatentes.com/pdf/2181154_t3.pdf)>

“Procedimientos de Fabricación”. Tecnología Industrial I. Febrero 2012.

<<http://iesvillalbahervastecnologia.files.wordpress.com/2012/02/conformado-con-pc3a9rdida-de-material.pdf>>

“Procedimientos de Mecanizado”. Universidad Santiago Apostol. Marzo 2012.

<[http://www.santiagoapostol.net/cfm/procedimiento\\_de\\_mecanizado.htm](http://www.santiagoapostol.net/cfm/procedimiento_de_mecanizado.htm)>

“Procesos avanzados de maquinado”. Ingeniería Mecánica-Materiales. Marzo 2012.

<<http://www.ib.cnea.gov.ar/~mater2/MATERIALESII/ProcAvan.pdf>>

“Procesos de maquinado”. Ciencia y Educación. Febrero 2012.

<<http://www.taringa.net/posts/ciencia-educacion/6714751/Procesos-De->

Maquinado.html>

“Procesos de Mecanizado”. Grupo Prion. Marzo 2012.

<[http://grupoorion.unex.es:8001/servlet/SBReadResourceServlet?rid=1174552218207\\_1187999690\\_6488&partName=htmltext](http://grupoorion.unex.es:8001/servlet/SBReadResourceServlet?rid=1174552218207_1187999690_6488&partName=htmltext)>

“Proceso de Mecanizado – Fresado”. Tecnología de Fabricación y Tecnología de

Maquinas. Marzo 2012.

<[http://isa.umh.es/asignaturas/tftm/mecanizado\(3\).pdf](http://isa.umh.es/asignaturas/tftm/mecanizado(3).pdf)>

“Procesos de Mecanizado - Taladrado”. Tecnología de Fabricación y Tecnología de

Maquinas. Marzo 2012.

<[http://isa.umh.es/asignaturas/tftm/mecanizado\(4\).pdf](http://isa.umh.es/asignaturas/tftm/mecanizado(4).pdf)>

“Proceso de Mecanizado – Torneado”. Tecnología de Fabricación y Tecnología de

Maquinas. Marzo 2012.

<[http://isa.umh.es/asignaturas/tftm/mecanizado\(2\).pdf](http://isa.umh.es/asignaturas/tftm/mecanizado(2).pdf)>

“Propiedades Plásticos”. Inoxidables. Marzo 2012.

<<http://www.inoxidable.com/propiedades1.htm>>

“Protección y Uso Sustentable de Recursos Marinos”. Dirección del Parque Nacional

Galápagos. Marzo 2012.

<[http://www.galapagospark.org/marine.php?page=marine\\_reserve](http://www.galapagospark.org/marine.php?page=marine_reserve)>

Proyecto Avion No Tripulado Piquero - Galapagos UAV.

“Rectificado”. La Rectificadora. Febrero 2012.

<<http://felipo06.blogspot.es/>>

“Rectificado y Pulido”. Glosario Enciclopédico de Ingeniería. Marzo 2012.

<<http://www.jmcprl.net/GLOSARIO/RECTIFICADO%20Y%20PULIDO.htm>>

Reglero, Elisa. “El Torneado-Procedimientos y Estilos”. Publicaciones Online.

Escuela de Artes y Antigüedades - Madrid. Marzo 2012.

<[http://ge-iic.com/files/Publicaciones/El\\_torneado.pdf](http://ge-iic.com/files/Publicaciones/El_torneado.pdf)>

“Resinas Epoxi”. AllStudies Ingenieria. Enero 2012.

<<http://www.allstudies.com/resinas-epoxi.html>>

“Taladrar”. BRICO – TODO. Febrero 2012.

< <http://www.bricotodo.com/taladrar.htm> >

“Torneado”. Grupo de Ingeniería Grafica y Simulación. Febrero 2012.

<<http://www.gig.etsii.upm.es/fabricacion/torneado.htm>>

“Torneado, Tipos tornos”. Ciencias e Ingeniería. Febrero 2012.

<<http://www.cienciaseingenieria.info/Article/Torneado-tipos-de-torno/45>>

Urrego, Natalia. “Fresado”. Slideshare-Ingenieria. Febrero 2012.

<<http://www.slideshare.net/nurrego/fresado>>

## **8. Anexos**

### **Cálculos y Operaciones (Anexo A)**

## 1. Alma de juntas para fuselaje

- Datos

- Del Eje 1:

- 2 tubos  $\varnothing = 1.5''$
    - $\varnothing_{int} = 34 \text{ mm}$
    - $L_T = 100 \text{ mm}$
    - $l = 50 \text{ mm}$

- Del Eje 2:

- 1 tubo  $\varnothing = 1/2''$
    - $\varnothing_{int} = 10.6 \text{ mm}$
    - $L_T = 92.65 \text{ mm}$
    - $l = 46 \text{ mm}$

- Largo tubería:  $L = 70 \text{ cm} = 700 \text{ mm}$

- $5\% L = 3.5 \text{ cm} = 35 \text{ mm}$

- Esfuerzo cortante

$$\tau = \frac{P}{A} \quad (1)$$

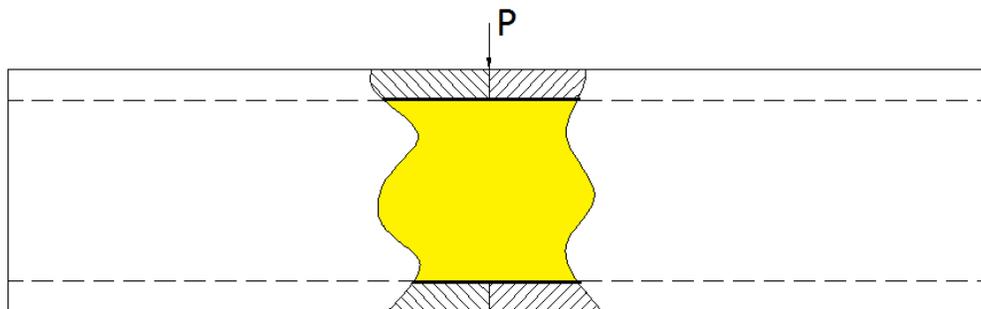


Figura A-1. Carga aplicada en junta

- Análisis en A

Si:

$$A = \pi r^2 = \pi \left( \frac{34 \text{ mm}}{2} \right)^2 = 9.08 \times 10^{-4} \text{ m}^2$$

Con un esfuerzo cortante máximo:

$$\tau = 55 \times 10^6$$

Al sustituir en (1) se tiene:

$$55 \times 10^6 = \frac{P}{9.08 \times 10^{-4}}$$

$$P = 49940 \text{ N}$$

- Análisis en B

Si:

$$A = \pi r^2 = \pi \left( \frac{10.6 \text{ mm}}{2} \right)^2 = 88 \times 10^{-6} \text{ m}^2$$

Con un esfuerzo cortante máximo:

$$\tau = 55 \times 10^6$$

Al sustituir en (1) se tiene:

$$55 \times 10^6 = \frac{P}{88 \times 10^{-6}}$$

$$P = 4840 \text{ N}$$

- Deformación y Esfuerzos Máximos

$$I = \frac{1}{4} \pi r^4 \quad (2)$$

$$\sigma_{perm} = \frac{M c}{I} \quad (3); \text{ donde } \sigma_{perm} = 55 \text{ MPa}$$

$$\sigma_m = E \epsilon_m \quad (4); \text{ donde } E = 13.72 \text{ GPa}$$

$$\epsilon_m = \frac{C}{p} \quad (5)$$

➤ Sustituyendo (5) en (4), se tiene:

$$\sigma_m = E \frac{C}{p} \quad (6)$$

➤ Al igualar (3) con (6) se obtiene:

$$\frac{M c}{I} = \frac{E c}{p}$$

$$p = \frac{E I}{M} \quad (7)$$

➤ Para obtener la deformación máxima se despejó de (4):

$$\epsilon_m = \frac{55 \text{ MPa}}{13.72 \text{ GPa}} = 0.004009$$

▪ Análisis en A:

Al emplear en (2) los datos para el eje 1, se tiene:

$$I = \frac{1}{4} \pi (0.017)^4 = 6.55972 \times 10^{-8}$$

Donde el radio del eje está dado por:  $c = 0.017$

El momento se obtiene al despejar M en (3):

$$M = \frac{\sigma_{perm} \cdot I}{c} = \frac{55 \text{ MPa} \cdot 6.55972 \times 10^{-8}}{0.017 \text{ m}} = 212.226 \text{ Nm}$$

Para obtener radio de curvatura máxima se emplea la ecuación (7):

$$p = \frac{E I}{M} = \frac{13.72 \text{ GPa} \cdot 6.55972 \times 10^{-8}}{212.226 \text{ Nm}} = 4.24046 \text{ m}$$

- Análisis en B:

Al emplear en (2) los datos para el eje 2, se tiene:

$$I = \frac{1}{4}\pi(0.053)^4 = 6.19717 \times 10^{-10}$$

Donde el radio del eje está dado por:  $c = 0.053$

El momento se obtiene al despejar M en (3):

$$M = \frac{\sigma_{perm} \cdot I}{c} = \frac{55 \text{ MPa} \cdot 6.19717 \times 10^{-10}}{0.017 \text{ m}} = 6.43103 \text{ Nm}$$

Para obtener radio de curvatura máxima se emplea la ecuación (7):

$$p = \frac{E I}{M} = \frac{13.72 \text{ GPa} \cdot 6.19717 \times 10^{-10}}{6.43103 \text{ Nm}} = 1.322 \text{ m}$$

## 2. Cálculo PSP

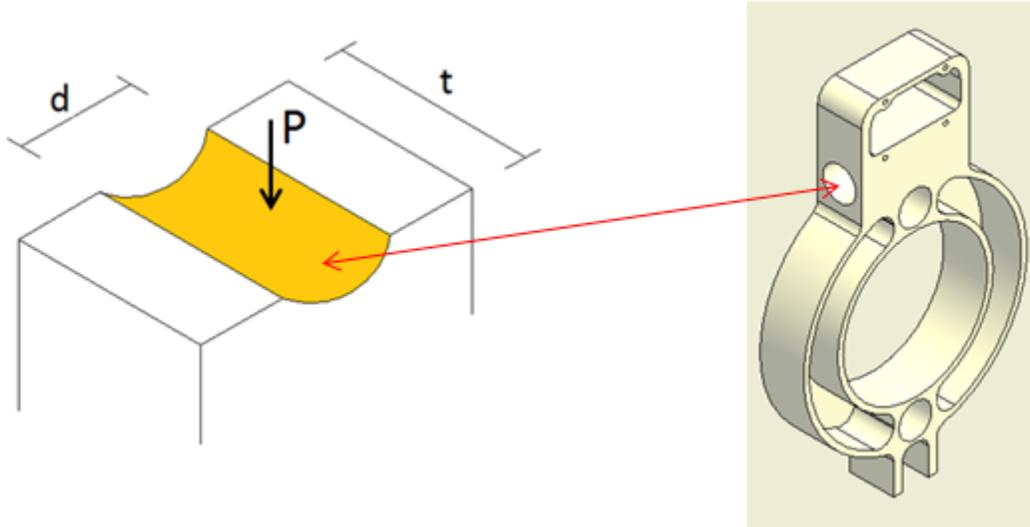


Figura A-2. Carga aplicada en sección de apoyo del PSP

## • Datos

- $t = 4.921 \text{ in} = 125 \text{ mm}$
- $d = 1.5 \text{ in} = 38.5 \text{ mm}$
- $W_{\text{avion}} = 25 \text{ kg}$
- $Fuerza_{\text{maxima en alas}} = 5 W \quad (8)$

## • Esfuerzo de apoyo o aplastamiento

$$\sigma = \frac{P}{A} = \frac{P}{td} \quad (9)$$

Para calcular la fuerza máxima que se ejerce sobre la sección, se calcula P igualando al W de la ecuación (8) y con el peso del avión se tiene que:

$$P = W_{\text{avion}} \cdot Fuerza_{\text{maxima en alas}} = 5(25 \text{ Kg}) \left(9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}\right) = 1225 \text{ N}$$

Finalmente, el esfuerzo se calcula al sustituir lo obtenido en la ecuación (9):

$$\sigma = \frac{1225 \text{ N}}{(0.125 \text{ m})(0.0385 \text{ m})} = 254545 \text{ Pa} = 0.2545 \text{ MPa}$$

### 3. Cálculo Soporte de Sujeción para Motor ENYA

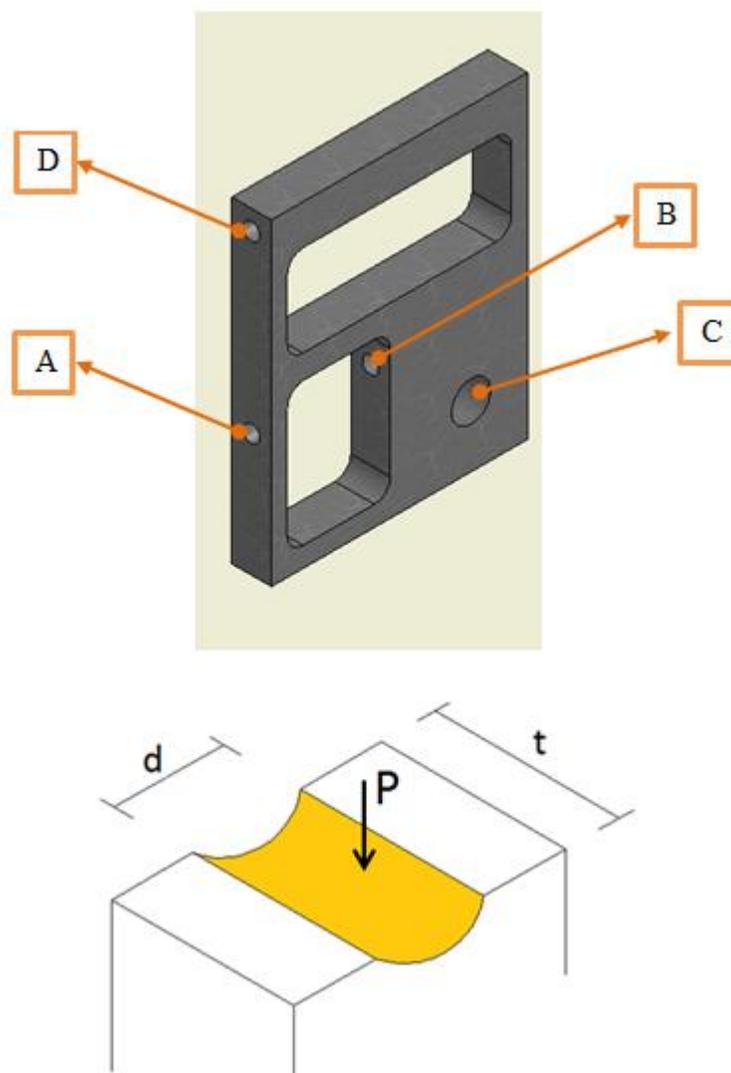


Figura A-3. Carga aplicada en cada sección del soporte de sujeción para el motor ENYA

- Datos
  - En soporte A
    - $d = 5.588 \text{ mm}$
    - $t = 5.08 \text{ mm}$

- En soporte B
  - $d = 5.588 \text{ mm}$
  - $t = 43.9 \text{ mm}$
- En soporte C
  - $d = 12.7 \text{ mm}$
  - $t = 12.7 \text{ mm}$
- En soporte D
  - $d = 5.588 \text{ mm}$
  - $t = 82 \text{ mm}$
- $\text{Peso motor} = 3 \text{ Kg}$
- Factor de seguridad = 1.5
- Fuerza ejercida por el motor

$$1.5 = \frac{P}{3}$$

Al incrementar el factor de seguridad, se obtiene una nueva fuerza ejercida por el peso del motor:

$$P = (4.5 \text{ Kg} \times 9.81 \text{ m/s}^2) = 44.1 \text{ N}$$

- Esfuerzo de apoyo o aplastamiento

Con la ecuación (9) se determinaron los diferentes esfuerzos para cada soporte:

- En soporte A

$$\sigma_0 = \frac{44.1 \text{ N}}{(0.005588 \text{ m})(0.00508 \text{ m})} = 1.55 \text{ MPa}$$

- En soporte B

$$\sigma_0 = \frac{44.1 \text{ N}}{(0.005588 \text{ m})(0.0439 \text{ m})} = 0.17977 \text{ MPa}$$

➤ En soporte C

$$\sigma_0 = \frac{612.5 \text{ N}}{(0.0127 \text{ m})(0.0127 \text{ m})} = 3.796 \text{ MPa}$$

➤ En soporte D

$$\sigma_0 = \frac{612.5 \text{ N} + 44.1 \text{ N}}{(0.005588 \text{ m})(0.082 \text{ m})} = 1.43295 \text{ MPa}$$

#### 4. Cálculo Diagrama de Corte y Momento en Alas

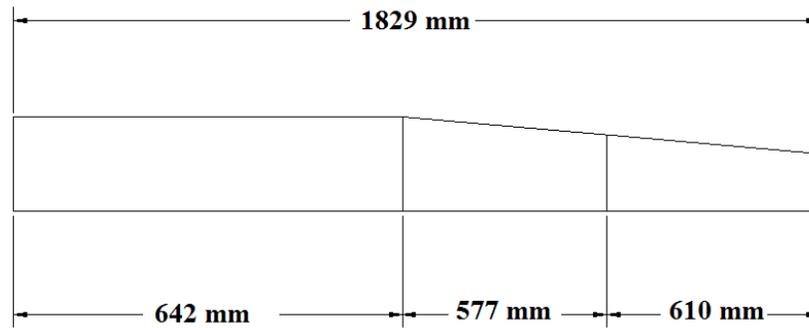


Figura A-4-1. Dimensiones de la vista superior del ala

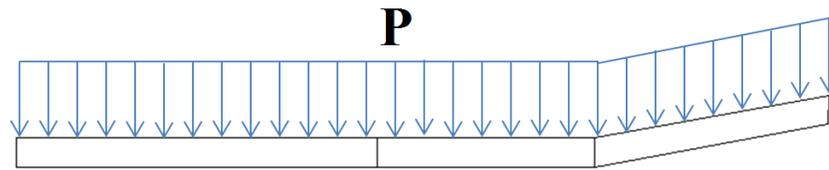


Figura A-4-2. Carga Distribuidas sobre el perfil del ala

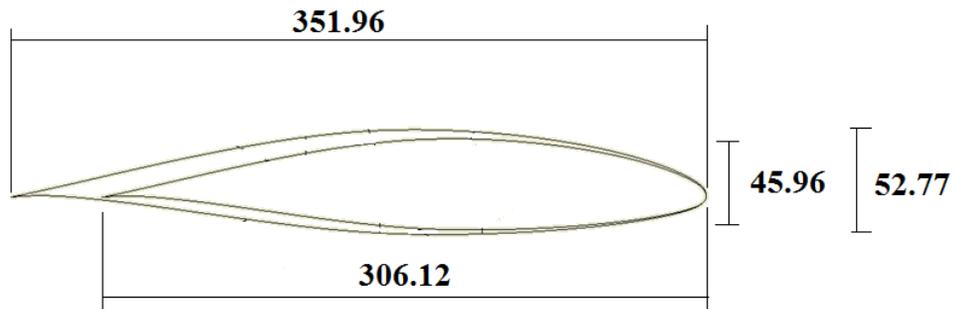


Figura A-4-3. Dimensiones del perfil del ala

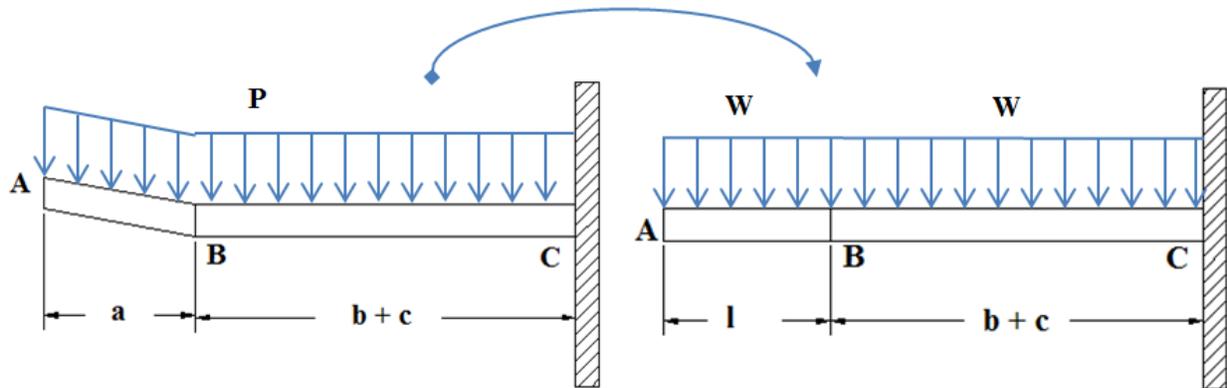


Figura A-4-4. Establecimiento de viga

- Datos en ala

- $P = 1225 \text{ N}$

- $\Delta h = \frac{45.96 + 52.77}{2} = 49.365$

- $\Delta b = \frac{351.96 + 306.12}{2} = 329.04$

- Datos en establecimiento de viga

- $\theta = 10.033^\circ$

- $a = 0.61 \text{ m}$ ;  $b = 0.577 \text{ m}$ ;  $c = 0.642 \text{ m}$

- Cálculo de esfuerzos y momentos

Para tener una viga completamente horizontal, se reemplazó la medida de su proyección por el valor de la longitud de la diagonal, para ello se empleó la siguiente relación:

$$l = \frac{a}{\cos \theta} = \frac{0.61}{\cos(10.033)} = 0.6195 \text{ m}$$

Además se realizó el cálculo de la distribución de cargas para la viga:

$$W_y = W \cos \theta \quad y \quad W_x = W \sin \theta$$

$$W = \frac{P}{l + b + c} = \frac{1225}{1.8385} = 666.304 \text{ N/m}$$

Realizando el cálculo de fuerzas, se obtuvo:

$$\begin{aligned} \sum F_x &= 0 & \sum F_y &= 0 \\ F_x - R_x &= 0 & R_y - W_y l - W(b - c) &= 0 \\ F_x &= R_x \end{aligned}$$

En la sección inclinada del ala, los cálculos realizados fueron los siguientes:

$$\text{Si: } 0 < x < 0.6195$$

$$\begin{aligned} \sum F_y &= 0 & \sum M &= 0 \\ -V - W_y d &= 0 & M + (W_y d) \left(\frac{1}{2} d\right) &= 0 \\ V &= -W_y d & M &= -\frac{1}{2} d^2 (W \cos \theta) \\ V &= -(W \cos \theta) \end{aligned}$$

En la sección inclinada del ala más la sección horizontal del ala, los cálculos realizados fueron los siguientes:

$$\text{Si: } 0.6195 < x < 1.8385$$

$$\begin{aligned} \sum F_y &= 0 & \sum M &= 0 \\ -V - W_y d - W d &= 0 & M + (W_y d) \left(\frac{l}{2} + d\right) + (W d) \left(\frac{1}{2} d\right) &= 0 \\ &= 0 & & \\ V &= -W_y d - W d & M &= \\ & & &= -[(W \cos \theta) l] \left(d + \frac{l}{2}\right) - (W d) \left(\frac{d}{2}\right) \\ V &= -(W \cos \theta) l - W d \end{aligned}$$

## 5. Cálculo de Fuerzas en Ejes del Motor ENYA

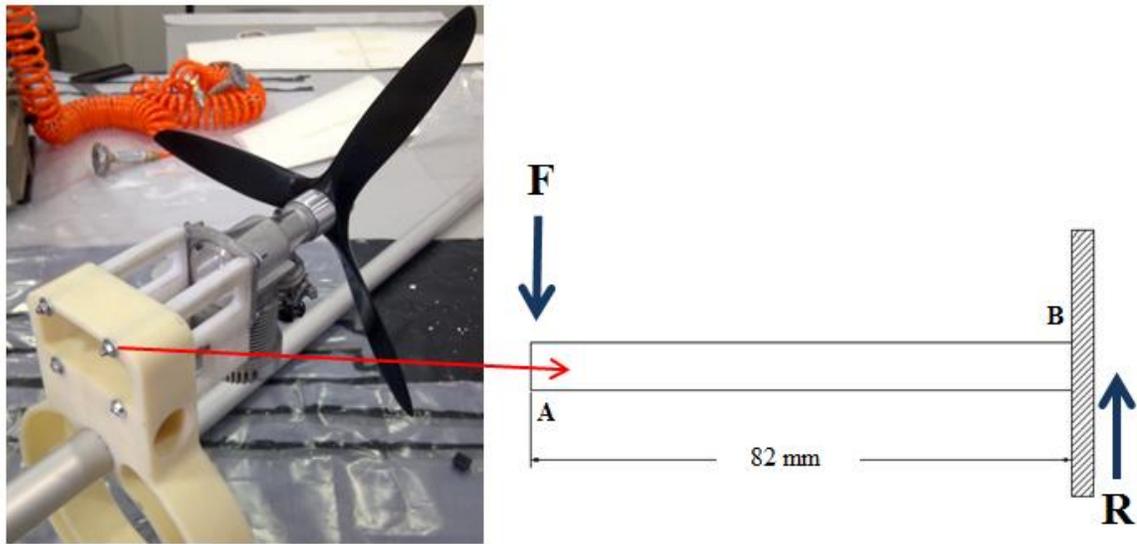


Figura A-5. Carga aplicada en cada eje del motor ENYA

- Análisis de fuerzas

Al tomar la carga como puntual, se tiene la carga total es:

$$P = (4.5 \text{ Kg}) (9.8 \text{ m/s}^2) = 44.7 \text{ N}$$

Para cada uno de los cuatro ejes, la fuerza será:

$$F = \frac{P}{4} = 11.025 \text{ N}$$

## 6. Cantidad de Resina

## • Datos

$$\text{➤ Espesor aproximado} = 1/32 \text{ " } \approx 0.8 \text{ mm}$$

$$\text{➤ } 1 \text{ lb} = 454 \text{ g}$$

## • Cantidad necesaria para el espesor

$$0.11 \text{ lb} \times sq \cdot ft \left| \frac{454 \text{ g}}{1 \text{ lb}} \right. = 49.94 \text{ g} \times sq \cdot ft$$

## • En fuselaje

## ➤ Área total:

$$\begin{aligned} A &= 814 \times 508 \text{ mm}^2 = \left( \frac{814 \text{ mm}}{25.4 \text{ mm}} \right) \left( \frac{508 \text{ mm}}{25.4 \text{ mm}} \right) = \left( \frac{32.84 \text{ in}}{12 \text{ in}} \right) \left( \frac{20 \text{ in}}{12 \text{ in}} \right) \\ &= (2.67 \text{ ft})(1.67 \text{ ft}) = 4.45 \text{ ft}^2 \end{aligned}$$

## ➤ Resina compuesta:

$$m = (49.94 \text{ g})(4.45) = 222.3 \text{ g}$$

## • En alas

## ➤ Sección 1

## ▪ Área total:

$$\begin{aligned} A &= 351.96 \times 642 \text{ mm}^2 = \left( \frac{351.96 \text{ mm}}{25.4 \text{ mm}} \right) \left( \frac{642 \text{ mm}}{25.4 \text{ mm}} \right) \\ &= \left( \frac{13.856 \text{ in}}{12 \text{ in}} \right) \left( \frac{25.276 \text{ in}}{12 \text{ in}} \right) \\ &= (1.155 \text{ ft})(2.106 \text{ ft}) = 2.433 \text{ ft}^2 \end{aligned}$$

## ▪ Resina compuesta:

$$m = 121.5 \text{ g}$$

## ➤ Sección 2

- Área total:

$$\begin{aligned} A &= 329.04 \times 577 \text{ mm}^2 = \left(\frac{329.04 \text{ mm}}{25.4 \text{ mm}}\right) \left(\frac{577 \text{ mm}}{25.4 \text{ mm}}\right) \\ &= \left(\frac{12.95 \text{ in}}{12 \text{ in}}\right) \left(\frac{22.71 \text{ in}}{12 \text{ in}}\right) = (1.0795 \text{ ft})(1.893 \text{ ft}) \\ &= 2.04 \text{ ft}^2 \end{aligned}$$

- Resina compuesta:

$$m = 102.054 \text{ g}$$

➤ Sección 3

- Área total:

$$\begin{aligned} A &= 237.261 \times 610 \text{ mm}^2 = \left(\frac{237.261 \text{ mm}}{25.4 \text{ mm}}\right) \left(\frac{610 \text{ mm}}{25.4 \text{ mm}}\right) \\ &= \left(\frac{9.39 \text{ in}}{12 \text{ in}}\right) \left(\frac{24.0157 \text{ in}}{12 \text{ in}}\right) = (0.778 \text{ ft})(2.001 \text{ ft}) \\ &= 1.557 \text{ ft}^2 \end{aligned}$$

- Resina compuesta:

$$m = 77.76 \text{ g}$$

- Cola horizontal

- Área total:

$$\begin{aligned} A &= 457.2 \times 199.95 \text{ mm}^2 = \left(\frac{457.2 \text{ mm}}{25.4 \text{ mm}}\right) \left(\frac{199.95 \text{ mm}}{25.4 \text{ mm}}\right) \\ &= \left(\frac{18 \text{ in}}{12 \text{ in}}\right) \left(\frac{7.872 \text{ in}}{12 \text{ in}}\right) = (1.5 \text{ ft})(0.656 \text{ ft}) \\ &= 0.984 \text{ ft}^2 \end{aligned}$$

- Resina compuesta:

$$m = 49.15 \text{ g}$$

- Cola vertical

- Área total:

$$\begin{aligned} A &= 254.37 \times 396.24 \text{ mm}^2 = \left( \frac{254.37 \text{ mm}}{25.4 \text{ mm}} \right) \left( \frac{396.24 \text{ mm}}{25.4 \text{ mm}} \right) \\ &= \left( \frac{10.01495 \text{ in}}{12 \text{ in}} \right) \left( \frac{15.6 \text{ in}}{12 \text{ in}} \right) = (0.8345 \text{ ft})(1.3 \text{ ft}) \\ &= 1.085 \text{ ft}^2 \end{aligned}$$

- Resina compuesta:

$$m = 54.17 \text{ g}$$

## 7. Cálculos de Material Empleado

- Probetas

- $T.Traccion = 4(0.2 \times 0.7) = 0.56$

- $T.Deflexion = 2(0.2 \times 0.7) = 0.28$

- $T.Juntas = 6(0.2 \times 0.7) = 0.84$

- Fibra de vidrio

- Dimensiones en %

- $5\% \rightarrow 60\text{ cm} = 3\text{ cm} \therefore 0.06 \times 0.7 = 0.042$

- $15\% \rightarrow 60\text{ cm} = 9\text{ cm} \therefore 0.18 \times 0.7 = 0.126$

- $25\% \rightarrow 60\text{ cm} = 15\text{ cm} \therefore 0.3 \times 0.7 = 0.21$

- Sobrante de material antes de las pruebas

	Total	Alas	Probetas	Sobrante Alas	Sobrante Probetas
Largo	5.1 m	- 2.8 m	-1.4 m	0.9 m	3.7m
Ancho	1.5 m	- 1.5 m	-1.5 m	0 m	0 m

- Central Wings

- Material primera y segunda sección unida

$$Largo = 1.25\text{ m}$$

$$Ancho = 80\text{ cm}$$

- Material promedio para 2 alas (2 secciones)

$$Largo = 1.25\text{ m}$$

$$\text{Ancho} = 1.60 \text{ m}$$

- Material promedio para secciones 2<sup>da</sup> y 3<sup>ra</sup>

$$\text{Largo} = 60 \text{ cm}$$

$$\text{Ancho} = 70 \text{ cm}$$

## 8. Cálculos de Esfuerzos Relativos

- Empotramiento doble

Para el cálculo de esfuerzo axial, se emplea la ecuación:

$$\sigma = \frac{P}{A}$$

donde P tiene los siguientes valores de dependiendo del tipo de viga:

$$P_A = 263 \text{ N}$$

$$P_B = 260 \text{ N}$$

$$P_C = 269 \text{ N}$$

$$P_D = 551 \text{ N}$$

### ➤ Esfuerzo con apoyo máximo en superficie

- Datos

$$A = 50 \times 50 \text{ mm}^2$$

- En viga A

$$\sigma = 105200 \text{ Pa}$$

- En viga B

$$\sigma = 104000 \text{ Pa}$$

- En viga C

$$\sigma = 107600 \text{ Pa}$$

- En viga D

$$\sigma = 220400 \text{ Pa}$$

### ➤ Esfuerzo con apoyo cortante

- Datos

$$A = 50 \times 10 \text{ mm}^2$$

- En viga A

$$\sigma = 526000 \text{ Pa}$$

- En viga B

$$\sigma = 520000 \text{ Pa}$$

- En viga C

$$\sigma = 538000 \text{ Pa}$$

- En viga D

$$\sigma = 1102000 \text{ Pa}$$

## **Resultados de Ensayos (Anexo B)**

Los resultados del análisis de deflexión y falla para la estructura en ala, realizados en una máquina de ensayo universal, son los siguientes:

Resultados del Análisis de Deflexión en Ala											
Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición
-0.583	-0.00254	3.01	11.59	5.76	23.2	8.51	34.8	8.93	46.4	13.01	58.3
0.0381	0.462	2.99	11.87	5.74	23.5	8.49	35.1	9.42	46.7	12.99	58.5
0.0203	0.72	2.46	12.15	5.72	23.8	8.48	35.4	8.86	47	10.28	58.6
0.002	0.985	2.9	12.43	5.71	24	8.46	35.6	9.43	47.3	10.26	58.9
-0.01598	1.246	2.88	12.7	5.69	24.3	8.44	35.9	9.41	47.5	10.24	59.2
-0.0342	1.511	2.87	12.98	6.25	24.6	8.42	36.2	8.96	47.8	10.22	59.4
-0.0522	1.774	3.12	13.25	6.23	24.9	8.4	36.5	9.77	48.1	10.2	59.7
0.1413	2.04	2.86	13.53	6.21	25.1	9	36.8	9.35	48.4	10.18	60
-0.01926	2.31	2.89	13.8	6.19	25.4	8.98	37	9.33	48.6	10.16	60.3
0.666	2.57	3.48	14.08	6.17	25.7	8.84	37.3	9.31	48.9	10.23	60.6
0.545	2.84	3.46	14.36	6.16	26	8.82	37.6	9.34	49.2	10.33	60.8
0.526	3.11	3.76	14.64	6.1	26.3	9.38	37.9	9.41	49.5	10.31	61.1
0.508	3.38	3.79	14.91	6.67	26.5	8.8	38.1	9.39	49.8	10.29	61.4
1.031	3.64	3.78	15.19	6.65	26.8	9.38	38.4	9.37	50	10.27	61.7
0.574	3.92	3.76	15.46	6.63	27.1	9.21	38.7	9.35	50.3	10.27	61.9
1.05	4.18	3.74	15.74	6.61	27.4	9.19	39	10.12	50.6	10.77	62.2
1.033	4.45	3.72	16.02	6.59	27.6	9.17	39.2	11.41	50.9	10.75	62.5
1.048	4.73	3.7	16.29	6.57	27.9	9.15	39.5	11.97	51.1	10.73	62.8
0.978	5	3.68	16.57	6.67	28.2	9.13	39.8	10.55	51.4	10.71	63
0.959	5.27	4.31	16.85	6.96	28.5	8.55	40.1	10.75	51.7	10.69	63.3
0.94	5.55	4.25	17.12	6.94	28.7	7.96	40.4	11.13	52	10.67	63.6
1.522	5.82	4.23	17.4	6.92	29	8.66	40.6	9.82	52.2	10.65	63.9
1.503	6.09	4.21	17.68	6.92	29.3	8.06	40.9	9.8	52.5	10.6	64.1
1.484	6.36	4.19	17.95	6.9	29.6	8.64	41.2	9.78	52.8	11.11	64.4
1.465	6.64	4.17	18.23	6.94	29.8	8.62	41.5	9.76	53.1	11.14	64.7
1.447	6.91	4.15	18.51	7.57	30.1	8.61	41.7	9.74	53.4	11.12	65
1.429	7.19	4.18	18.78	7.55	30.4	8.59	42	12.7	53.6	11.16	65.3
1.409	7.46	4.58	19.06	7.53	30.7	8.57	42.3	12.24	53.9	11.14	65.5
2.04	7.74	4.74	19.33	7.51	30.9	8.55	42.6	12.22	54.2	11.12	65.8
1.99	8.01	4.72	19.61	7.44	31.2	8.53	42.8	11.54	54.5	11.05	66.1
1.919	8.29	4.7	19.89	7.39	31.5	8.65	43.1	12.1	54.7	11.03	66.4
1.9	8.56	4.69	20.2	7.85	31.8	8.63	43.4	12.66	55	11.01	66.6
1.881	8.84	4.7	20.4	7.38	32.1	8.61	43.7	12.65	55.3	10.99	66.9
1.965	9.11	4.73	20.7	7.93	32.3	9.16	43.9	12.66	55.6	10.97	67.2
1.95	9.39	4.71	21	7.91	32.6	8.54	44.2	13.17	55.9	11.55	67.5
1.927	9.66	5.31	21.3	7.91	32.9	8.52	44.5	13.14	56.3	15.61	67.8
2.47	9.94	5.29	21.6	7.89	33.2	8.76	44.8	13.12	56.6	19.87	68
2.45	10.21	5.28	21.8	7.87	33.4	8.86	45.1	13.11	56.9	23.8	68.3
2.42	10.49	5.26	22.1	7.85	33.7	9.01	45.3	13.09	57.1	29.2	68.6
2.4	10.77	5.24	22.4	8.06	34	8.99	45.6	13.07	57.4	34.2	68.9
2.38	11.05	5.22	22.7	8.6	34.3	8.97	45.9	13.05	57.7		
2.36	11.32	5.75	22.9	7.95	34.5	8.95	46.2	13.03	58		

Tabla B-1. Resultados de Deflexión en Ala, Carga [Kg] y Posición [mm]

Los resultados del análisis de deflexión y falla con empotramiento simple o viga en cantiléver para la Viga 1 con 5% de refuerzo en junta, realizados en una máquina de ensayo universal, son los siguientes:

<b>Resultados del Análisis de Deflexión en Viga 1 con 5% de Refuerzo en Junta</b>											
Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición
-0.102	-0.0012	3.83	9.88	4.92	20.1	5.93	30.3	6.21	40.5	6.21	50.7
0.334	0.377	3.75	10.12	4.9	20.3	6.53	30.5	5.71	40.7	6.19	50.9
0.579	0.589	3.73	10.36	4.88	20.5	5.88	30.7	6.26	41	6.02	51.2
0.581	0.807	3.71	10.6	4.85	20.8	5.86	31	6.24	41.2	6.18	51.4
0.565	1.024	3.7	10.85	5.35	21	5.85	31.2	6.23	41.5	6.16	51.7
0.551	1.241	3.56	11.09	5.33	21.3	5.83	31.5	6.21	41.7	6.14	51.9
0.536	1.461	4.16	11.33	5.31	21.5	5.76	31.7	6.19	41.9	6.16	52.1
0.52	1.68	4.14	11.57	5.3	21.8	5.78	32	6.17	42.2	6.13	52.4
1.156	1.9	4.13	11.81	5.28	22	6.29	32.2	6.16	42.4	6.11	52.6
1.141	2.12	4.11	12.06	5.26	22.2	5.98	32.5	6.18	42.7	6.02	52.9
1.126	2.34	4.09	12.3	5.25	22.5	5.87	32.7	6.16	42.9	6.66	53.1
1.112	2.56	4.08	12.54	5.23	22.7	5.87	32.9	6.14	43.2	6.45	53.4
1.14	2.79	4.23	12.78	5.21	23	5.85	33.2	6.13	43.4	6.33	53.6
1.661	3.01	4.01	13.02	5.83	23.2	6.42	33.4	6.11	43.6	6.32	53.9
1.648	3.24	4.59	13.27	5.13	23.5	6.4	33.7	6.09	43.9	6.3	54.1
1.632	3.47	4.03	13.51	5.71	23.7	5.82	33.9	6.08	44.1	6.49	54.3
1.617	3.69	4.56	13.75	5.63	23.9	6.28	34.2	6.06	44.4	6.47	54.6
1.601	3.92	4.06	13.99	5.61	24.2	6.3	34.4	6.04	44.6	6.46	54.8
1.584	4.15	4.68	14.24	5.59	24.4	5.77	34.6	6.03	44.9	6.44	55.1
1.569	4.39	4.63	14.48	5.58	24.7	6.33	34.9	6.04	45.1	6.4	55.3
2.2	4.62	4.62	14.72	5.56	24.9	6.32	35.1	6.03	45.3	6.39	55.6
2.19	4.85	4.6	14.96	5.54	25.2	6.3	35.4	6.01	45.6	6.35	55.8
2.17	5.09	4.58	15.2	5.53	25.4	6.28	35.6	5.99	45.8	6.34	56
2.16	5.33	4.7	15.45	5.51	25.6	6.27	35.9	6.03	46.1	6.32	56.3
2.14	5.56	4.68	15.69	5.49	25.9	6.25	36.1	6.11	46.3	6.3	56.5
2.72	5.8	4.72	15.93	5.48	26.1	6.16	36.3	6.1	46.6	6.29	56.8
2.71	6.04	4.7	16.18	5.46	26.4	6.12	36.6	6.08	46.8	6.27	57
2.69	6.27	4.69	16.41	5.51	26.6	6.1	36.8	6.06	47	6.14	57.3
2.68	6.51	4.67	16.66	5.53	26.9	6.08	37.1	6.05	47.3	6.22	57.5
2.66	6.75	4.65	16.9	5.51	27.1	6.01	37.3	6.03	47.5	6.63	57.8
2.64	6.99	4.64	17.14	5.91	27.3	6.59	37.6	6.01	47.8	6.53	58
2.63	7.23	4.63	17.39	6.1	27.6	5.96	37.8	6	48	6.51	58.2
3.21	7.47	4.47	17.63	5.48	27.8	5.94	38	5.98	48.3	6.5	58.5
3.19	7.71	5.07	17.87	5.51	28.1	6.51	38.3	5.96	48.5	6.48	58.7
3.18	7.95	5.05	18.11	6.08	28.3	6.46	38.5	6.03	48.7	6.01	59
3.16	8.19	5.03	18.36	6.06	28.6	6.37	38.8	6.33	49	6.45	59.2
3.71	8.43	5.02	18.6	6.03	28.8	6.46	39	5.59	49.2	6.43	59.5
2.87	8.67	5	18.84	6.01	29	6.43	39.3	6.26	49.5	6.36	59.7
3.54	8.91	4.98	19.08	6	29.3	6.41	39.5	6.27	49.7	6.28	59.9
3.39	9.15	4.97	19.33	5.98	29.5	6.39	39.7	6.26	50	6.26	60.2
3.44	9.4	4.95	19.57	5.96	29.8	6.38	40	6.24	50.2	4.54	0.01397
3.85	9.64	4.93	19.81	5.95	30	6.36	40.2	6.22	50.4	6.53	0.0064

Resultados del Análisis de Deflexión en Viga 1 con 5% de Refuerzo en Junta											
Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición
652	0.267	656	11.63	657	23.5	658	35.3	658	47.1	658	59
652	0.521	656	11.92	657	23.8	658	35.6	658	47.4	659	59.3
652	0.787	656	12.2	658	24	658	35.9	658	47.7	658	59.5
652	1.053	656	12.48	658	24.3	658	36.2	658	48	658	59.8
652	1.322	656	12.76	658	24.6	658	36.4	658	48.3	658	60.1
653	1.592	656	13.04	657	24.9	659	36.7	658	48.6	658	60.4
653	1.861	656	13.32	657	25.2	658	37	658	48.8	658	60.7
653	2.13	656	13.61	657	25.5	658	37.3	658	49.1	658	61
653	2.41	656	13.89	657	25.7	659	37.6	658	49.4	658	61.2
653	2.68	656	14.17	658	26	658	37.9	658	49.7	658	61.5
653	2.95	656	14.45	658	26.3	659	38.1	658	50	658	61.8
653	3.23	656	14.74	658	26.6	658	38.4	658	50.2	658	62.1
653	3.51	656	15.01	658	26.9	658	38.7	658	50.5	658	62.4
654	3.79	656	15.3	658	27.1	658	39	658	50.8	658	62.7
654	4.06	656	15.58	658	27.4	658	39.3	658	51.1	658	62.9
654	4.34	656	15.86	658	27.7	658	39.5	658	51.4	658	63.2
654	4.62	656	16.14	658	28	658	39.8	658	51.6	658	63.5
654	4.9	656	16.43	658	28.3	658	40.1	658	51.9	658	63.8
655	5.18	656	16.71	658	28.6	658	40.4	658	52.2	658	64.1
654	5.46	656	16.99	658	28.8	658	40.7	658	52.5	657	64.3
655	5.73	657	17.27	658	29.1	658	41	658	52.8	658	64.6
655	6.01	657	17.55	658	29.4	658	41.2	658	53.1	658	64.9
655	6.29	657	17.84	658	29.7	658	41.5	658	53.3	658	65.2
655	6.57	657	18.12	658	30	658	41.8	658	53.6	658	65.5
655	6.86	657	18.4	658	30.2	658	42.1	658	53.9	658	65.8
655	7.14	657	18.68	658	30.5	658	42.4	658	54.2	658	66
655	7.42	657	18.96	658	30.8	658	42.6	658	54.5	658	66.3
655	7.7	657	19.24	658	31.1	658	42.9	658	54.7	658	66.6
655	7.98	657	19.53	658	31.4	658	43.2	658	55	658	66.9
655	8.26	657	19.81	658	31.7	658	43.5	658	55.3	658	67.2
655	8.54	657	20.1	658	31.9	658	43.8	658	55.6	658	67.4
655	8.82	657	20.4	658	32.2	658	44	658	55.9	658	67.7
655	9.1	657	20.7	658	32.5	658	44.3	658	56.2	658	68
656	9.38	657	20.9	658	32.8	658	44.6	658	56.4	658	68.3
655	9.67	657	21.2	658	33.1	658	44.9	658	56.7	658	68.6
655	9.95	657	21.5	658	33.3	658	45.2	658	57	658	68.9
656	10.23	657	21.8	658	33.6	658	45.5	658	57.3	658	69.2
656	10.51	657	22.1	658	33.9	658	45.7	658	57.6	658	69.4
656	10.79	657	22.3	658	34.2	658	46	658	57.9	658	69.7
655	11.07	658	22.6	658	34.5	658	46.3	658	58.1		
655	11.35	658	22.9	659	34.8	658	46.6	658	58.4		
656	11.63	657	23.2	658	35	658	46.9	658	58.7		

Tabla B-2. Resultados de Deflexión en Viga 1 con 5% de Refuerzo en Junta, Carga [Kg] y Posición [mm]

Los resultados del análisis de deflexión y falla con empotramiento simple o viga en cantiléver para la Viga 2 con 15% de refuerzo en junta, realizados en una máquina de ensayo universal, son los siguientes:

<b>Resultados del Análisis de Deflexión de Viga 2 con 15% de Refuerzo en Junta</b>											
Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición
0.0343	-0.00127	3.64	8.14	5.63	16.34	6.3	24.5	7.01	32.8	7.18	41
0.804	0.3	3.63	8.34	5.62	16.54	6.91	24.7	7	33	7.17	41.2
0.792	0.487	3.62	8.53	5.62	16.73	6.74	24.9	6.98	33.2	7.16	41.4
0.778	0.669	3.74	8.73	5.61	16.93	6.73	25.1	6.97	33.4	7.11	41.6
0.766	0.857	4.31	8.92	5.6	17.12	6.71	25.3	6.96	33.5	7.1	41.8
0.761	1.043	3.75	9.12	5.58	17.32	6.7	25.5	6.94	33.7	7.08	42
1.305	1.231	3.75	9.31	5.57	17.51	6.69	25.7	6.93	33.9	7.07	42.2
1.292	1.417	3.81	9.51	5.54	17.71	6.67	25.9	6.92	34.1	6.9	42.4
1.28	1.604	4.15	9.7	5.53	17.91	6.66	26.1	6.9	34.3	6.89	42.5
1.268	1.793	4.14	9.89	5.57	18.1	6.65	26.3	6.89	34.5	6.87	42.7
1.254	1.979	4.63	10.09	5.55	18.29	6.63	26.5	6.88	34.7	6.86	42.9
1.241	2.17	4.73	10.29	5.64	18.49	6.6	26.7	6.86	34.9	6.85	43.1
1.896	2.36	5.26	10.48	6.06	18.69	6.59	26.9	6.89	35.1	6.83	43.3
1.884	2.54	5.25	10.68	6.21	18.88	6.58	27.1	6.87	35.3	6.82	43.5
1.906	2.73	5.24	10.87	5.64	19.07	6.56	27.3	6.86	35.5	6.81	43.7
1.892	2.92	4.76	11.07	6.26	19.27	6.57	27.5	6.84	35.7	6.79	43.9
1.879	3.11	4.75	11.27	6.28	19.47	7.03	27.7	6.83	35.9	6.78	44.1
1.867	3.3	4.99	11.45	6.26	19.66	7.02	27.9	7.28	36.1	6.77	44.3
1.853	3.49	4.96	11.65	5.68	19.86	6.88	28.1	6.8	36.3	6.75	44.5
2.33	3.69	4.73	11.85	6.24	20.1	6.46	28.3	6.79	36.5	6.74	44.7
1.861	3.88	4.54	12.04	6.22	20.2	7.11	28.5	6.79	36.7	6.73	44.9
1.866	4.07	4.96	12.24	6.21	20.4	6.5	28.7	7.22	36.9	6.71	45.1
1.9	4.26	5.01	12.43	6.2	20.6	6.49	28.8	7.42	37.1	6.7	45.3
2.44	4.45	5.15	12.63	6.18	20.8	6.48	29	6.79	37.3	6.68	45.5
2.39	4.65	5.14	12.82	6.17	21	7.05	29.2	7.37	37.5	6.67	45.7
2.38	4.84	4.58	13.02	6.16	21.2	7.05	29.4	7.36	37.7	6.66	45.9
2.36	5.03	5.16	13.22	6.14	21.4	6.45	29.6	7.42	37.9	6.64	46.1
2.57	5.23	5.15	13.41	6.13	21.6	7	29.8	6.8	38	6.63	46.3
2.56	5.42	5.14	13.6	6.83	21.8	6.5	30	7.18	38.2	6.62	46.5
2.55	5.62	5.12	13.8	6.27	22	7.01	30.2	7.39	38.4	6.6	46.7
2.53	5.81	5.11	14	6.26	22.2	7	30.4	7.4	38.6	6.58	46.9
3.1	6	5.1	14.19	6.25	22.4	6.56	30.6	6.82	38.8	6.94	47.1
3.09	6.19	5.08	14.39	6.23	22.6	6.94	30.8	6.78	39	6.99	47.2
3.08	6.39	5.26	14.58	6.17	22.8	6.98	31	7.27	39.2	6.91	47.4
3.06	6.58	5.54	14.78	6.19	23	6.91	31.2	7.34	39.4	6.9	47.6
3.18	6.78	5.52	14.98	6.18	23.2	6.6	31.4	7.21	39.6	6.88	47.8
3.67	6.97	5.51	15.17	6.16	23.4	6.55	31.6	7.26	39.8	6.87	48
3.08	7.17	5.5	15.36	6.15	23.6	7.06	31.8	7.27	40	6.81	48.2
3.7	7.36	5.48	15.56	6.22	23.8	6.87	32	6.78	40.2	6.79	48.4
3.68	7.56	5.68	15.75	6.19	24	7.05	32.2	6.69	40.4	6.78	48.6
3.67	7.75	5.66	15.95	6.83	24.2	7.04	32.4	6.64	40.6		
3.66	7.94	5.65	16.15	6.82	24.3	7.02	32.6	7.2	40.8		

Tabla B-3. Resultados de Deflexión en Viga 2 con 15% de Refuerzo en Junta, Carga [Kg] y Posición [mm]

Los resultados del análisis de deflexión y falla con empotramiento simple o viga en cantiléver para la Viga 3 con 25% de refuerzo en junta, realizados en una máquina de ensayo universal, son los siguientes:

Resultados del Análisis de Deflexión de Viga 3 con 25% de Refuerzo en Junta											
Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición
0.0337	-0.0025	3.19	7.96	4.55	15.91	5.31	23.9	5.2	31.8	5	39.8
0.565	0.289	3.75	8.15	4.54	16.1	5.29	24.1	5.19	32	5.06	40
0.552	0.472	3.22	8.33	4.52	16.29	5.28	24.2	5.79	32.2	4.96	40.2
0.54	0.655	3.56	8.52	4.51	16.48	5.27	24.4	5.27	32.4	4.95	40.4
0.528	0.842	3.55	8.71	4.5	16.67	5.82	24.6	5.31	32.6	5.53	40.6
1.08	1.026	3.54	8.9	4.48	16.85	5.24	24.8	5.81	32.8	4.94	40.8
0.525	1.21	3.53	9.09	4.47	17.04	5.86	25	5.73	33	4.92	40.9
1.105	1.396	3.51	9.28	4.93	17.23	5.83	25.2	5.78	33.2	5.54	41.1
1.093	1.578	3.5	9.47	4.43	17.42	5.84	25.4	5.77	33.4	4.96	41.3
1.08	1.761	3.49	9.66	5.07	17.61	5.8	25.6	5.7	33.5	4.95	41.5
1.068	1.947	4.01	9.85	4.49	17.8	5.94	25.8	5.11	33.7	4.94	41.7
1.055	2.13	3.99	10.03	4.92	17.99	5.25	26	5.66	33.9	5.38	41.9
1.043	2.32	3.98	10.23	5.08	18.18	5.31	26.1	5.65	34.1	5.47	42.1
1.682	2.51	3.97	10.42	5.07	18.37	5.24	26.3	5.63	34.3	5	42.3
1.617	2.69	3.92	10.6	4.19	18.56	5.33	26.5	5.62	34.5	5.13	42.5
1.604	2.88	3.89	10.79	4.94	18.75	5.85	26.7	5.61	34.7	5.11	42.6
1.591	3.06	3.88	10.98	4.92	18.94	5.92	26.9	5.6	34.9	5.27	42.8
1.578	3.25	3.86	11.17	4.95	19.13	5.37	27.1	5.58	35.1	5.26	43
1.565	3.43	3.85	11.36	5.01	19.32	5.36	27.3	5.57	35.3	5.25	43.2
1.553	3.62	3.84	11.55	4.99	19.51	5.71	27.5	5.56	35.4	5.23	43.4
2.16	3.81	3.82	11.74	4.98	19.7	5.7	27.7	5.54	35.6	5.22	43.6
2.25	4	3.81	11.93	4.96	19.89	5.68	27.9	5.53	35.8	5.21	43.8
2.24	4.19	4.07	12.12	4.95	20.1	5.55	28	5.52	36	5.19	44
2.22	4.37	4.16	12.31	5.52	20.3	5.54	28.2	5.5	36.2	5.28	44.2
2.21	4.56	4.15	12.5	5.39	20.5	5.53	28.4	5.49	36.4	5.27	44.4
2.19	4.75	4.14	12.69	4.86	20.6	5.51	28.6	5.56	36.6	5.26	44.5
2.18	4.94	4.12	12.88	5.38	20.8	5.5	28.8	5.55	36.8	5.24	44.7
2.17	5.13	3.89	13.06	5.36	21	5.48	29	5.54	37	5.23	44.9
2.77	5.31	3.88	13.25	5.35	21.2	5.47	29.2	5.56	37.2	5.22	45.1
2.71	5.5	3.98	13.44	5.34	21.4	5.46	29.4	5.6	37.3	5.21	45.3
2.7	5.69	4.22	13.63	5.32	21.6	5.45	29.6	5	37.5	5.19	45.5
2.68	5.88	3.99	13.82	5.31	21.8	5.43	29.8	5.52	37.7	5.18	45.7
2.67	6.07	4.66	14.01	5.3	22	6.02	29.9	5.41	37.9	5.17	45.9
2.66	6.26	4.65	14.2	5.29	22.2	5.39	30.1	5.44	38.1	5.15	46.1
2.64	6.45	4.64	14.39	4.67	22.4	5.38	30.3	5.43	38.3	5.14	46.3
3.19	6.63	4.62	14.58	5.4	22.5	5.36	30.5	5.1	38.5	5.13	46.4
3.18	6.82	4.61	14.77	5.38	22.7	5.89	30.7	4.89	38.7	5.11	46.6
3.1	7.01	4.6	14.96	5.37	22.9	5.34	30.9	5.46	38.9	5.1	46.8
3.09	7.2	4.12	15.15	5.36	23.1	5.38	31.1	5.12	39	5.09	47
3.08	7.39	4.59	15.34	5.35	23.3	5.4	31.3	5.11	39.2	5.08	47.2

3.07	7.58	4.58	15.53	5.33	23.5	5.88	31.5	5.07	39.4
3.05	7.76	4.56	15.72	5.32	23.7	5.87	31.7	5.58	39.6

Tabla B-4. Resultados de Deflexión en Viga 3 con 25% de Refuerzo en Junta, Carga [Kg] y Posición [mm]

Los resultados del análisis de esfuerzo y deformación de Viga A con empotramiento doble sin refuerzo en junta, realizados en una máquina de ensayo universal, son los siguientes:

Resultados del Análisis de Deformación de Viga A sin Refuerzo en Junta											
Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición
2.53	0.0229	533	0.708	534	1.646	537	2.59	541	3.56	546	4.63
7.58	0.0229	533	0.73	534	1.668	537	2.61	541	3.59	546	4.65
84.3	0.023	533	0.752	534	1.691	537	2.63	541	3.61	546	4.68
267	0.0241	533	0.775	534	1.713	537	2.65	541	3.64	546	4.7
465	0.024	533	0.797	534	1.734	537	2.68	541	3.66	546	4.73
539	0.01084	533	0.821	534	1.76	537	2.7	541	3.69	547	4.76
541	-0.0204	533	0.843	534	1.781	537	2.72	541	3.71	547	4.78
540	-0.044	533	0.864	534	1.803	537	2.74	541	3.74	547	4.81
539	-0.0393	533	0.886	534	1.825	538	2.77	541	3.76	547	4.83
537	-0.0236	533	0.911	535	1.848	537	2.79	542	3.79	547	4.86
535	-0.0049	533	0.932	535	1.871	537	2.81	542	3.81	547	4.88
535	0.01389	533	0.955	535	1.892	538	2.83	542	3.84	547	4.91
535	0.0372	533	0.976	535	1.915	538	2.86	542	3.86	547	4.93
535	0.0574	533	1	535	1.937	538	2.88	542	3.89	547	4.96
534	0.083	533	1.021	535	1.958	538	2.9	543	3.91	547	4.98
534	0.1055	533	1.046	535	1.983	538	2.92	543	3.94	547	5.01
534	0.1248	533	1.067	535	2	538	2.95	543	3.96	548	5.04
534	0.145	533	1.089	535	2.03	538	2.97	543	3.99	548	5.06
534	0.1687	533	1.111	535	2.05	539	2.99	543	4.01	548	5.09
534	0.1906	533	1.135	535	2.07	539	3.02	543	4.04	548	5.12
534	0.212	533	1.157	535	2.09	539	3.04	543	4.06	548	5.14
534	0.234	533	1.179	535	2.12	539	3.06	543	4.09	548	5.17
534	0.258	533	1.201	535	2.14	539	3.08	543	4.12	548	5.19
534	0.28	533	1.224	535	2.16	539	3.11	543	4.14	549	5.22
533	0.303	533	1.248	535	2.18	539	3.13	543	4.17	549	5.25
533	0.325	533	1.269	535	2.21	539	3.15	544	4.19	549	5.27
533	0.348	534	1.291	535	2.23	539	3.18	544	4.22	549	5.3
533	0.369	534	1.313	535	2.25	539	3.2	544	4.24	549	5.33
533	0.394	534	1.337	536	2.27	539	3.22	544	4.27	549	5.35
533	0.415	534	1.359	536	2.3	539	3.25	544	4.29	549	5.38
533	0.437	534	1.381	536	2.32	539	3.27	544	4.32	550	5.4
533	0.461	534	1.403	536	2.34	539	3.3	544	4.34	550	5.43
533	0.483	534	1.426	536	2.36	540	3.32	544	4.37	550	5.46
533	0.506	534	1.448	536	2.38	540	3.35	544	4.39	549	5.48
533	0.527	534	1.471	536	2.41	540	3.37	544	4.42	550	5.51
533	0.55	534	1.493	536	2.43	540	3.39	544	4.44	550	5.53
533	0.572	534	1.515	536	2.45	540	3.42	545	4.47	550	5.56
533	0.597	534	1.533	536	2.47	540	3.44	545	4.5	550	5.59
533	0.618	534	1.561	536	2.5	541	3.47	545	4.52	550	5.61

533	0.64	534	1.579	537	2.52	541	3.49	545	4.55	550	5.64
533	0.662	534	1.601	537	2.54	541	3.51	545	4.57	0.549	-0.00254
533	0.686	534	1.623	537	2.56	541	3.54	546	4.6	2.87	0.0427

Resultados del Análisis de Deformación de Viga A sin Refuerzo en Junta											
Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición
1.901	0.0945	2.4	2.3	11.07	4.53	22.2	6.8	24.5	9.08	26.5	11.36
1.342	0.147	2.39	2.35	11.07	4.59	22.2	6.85	24.5	9.13	26.5	11.42
1.325	0.1969	2.39	2.41	11.63	4.64	22.2	6.9	24.5	9.19	26.5	11.47
1.321	0.251	2.39	2.46	11.96	4.69	22.2	6.96	24.4	9.24	26.5	11.53
1.318	0.302	3	2.51	12.19	4.75	22.7	7.01	24.4	9.29	25.9	11.58
0.682	0.354	3	2.57	12.34	4.8	22.8	7.07	24.4	9.35	24.6	11.63
0.676	0.407	2.99	2.62	12.78	4.85	22.8	7.12	24.4	9.4	23.9	11.69
1.304	0.458	2.99	2.67	13.49	4.91	22.8	7.18	24.4	9.46	23.8	11.74
0.737	0.512	3.6	2.72	13.49	4.96	23.1	7.23	24.4	9.51	23.8	11.8
0.734	0.563	3.6	2.77	13.49	5.02	23.2	7.28	24.4	9.57	23.8	11.85
0.731	0.616	3.6	2.83	14.1	5.07	23.3	7.34	24.4	9.62	23.8	11.91
0.728	0.669	3.59	2.88	14.1	5.12	23.3	7.39	24.4	9.67	23.7	11.96
0.725	0.72	4.27	2.93	14.66	5.18	23.3	7.45	24.4	9.73	23.7	12.02
0.72	0.774	4.27	2.99	15.11	5.23	23.3	7.5	24.4	9.78	23.7	12.07
0.716	0.825	4.27	3.04	15.24	5.29	23.3	7.56	24.4	9.84	23.7	12.12
0.712	0.878	4.26	3.09	15.8	5.34	23.3	7.61	24.4	9.89	23.7	12.18
0.709	0.928	4.84	3.15	15.87	5.39	23.3	7.67	24.4	9.95	23.7	12.23
0.706	0.978	4.84	3.2	16.46	5.45	23.3	7.72	24.4	10	23.7	12.29
0.703	1.033	4.83	3.25	17.09	5.5	23.3	7.77	24.4	10.05	23.7	12.34
0.699	1.087	5.39	3.31	17.09	5.55	23.6	7.83	24.4	10.11	23.7	12.4
0.694	1.14	5.39	3.36	17.09	5.61	23.3	7.88	24.4	10.16	23.7	12.45
0.691	1.192	6.11	3.41	17.71	5.66	23.3	7.94	24.4	10.22	23.7	12.51
0.687	1.246	6.12	3.47	17.78	5.72	23.3	7.99	25	10.27	23.7	12.56
0.684	1.296	6.12	3.52	18.34	5.77	23.3	8.05	25	10.33	23.7	12.62
0.681	1.35	6.53	3.57	18.34	5.83	23.7	8.1	25	10.38	23.6	12.67
0.677	1.403	6.64	3.63	18.95	5.88	23.3	8.16	24.5	10.43	23.7	12.73
0.673	1.455	6.64	3.68	18.98	5.94	23.9	8.21	25	10.49	23.7	12.78
0.669	1.509	6.81	3.73	18.98	5.99	23.9	8.26	25	10.54	23.6	12.84
0.665	1.56	7.2	3.79	19.59	6.04	23.9	8.32	25	10.6	23	12.89
0.662	1.614	7.52	3.84	19.59	6.1	23.9	8.37	25.6	10.65	23	12.94
0.659	1.666	7.81	3.9	20.2	6.15	23.9	8.42	25.6	10.71	23.7	13
0.656	1.719	8.33	3.95	20.2	6.21	23.9	8.48	25.6	10.76	23.7	13.05
0.652	1.773	8.37	4	20.2	6.26	23.9	8.53	25.6	10.81	23.6	13.11
1.279	1.824	8.36	4.06	20.8	6.31	23.9	8.58	25.6	10.87	23.6	13.16
1.278	1.878	9.05	4.11	20.8	6.37	23.9	8.64	25.6	10.92	23.6	13.22
1.274	1.93	9.06	4.16	20.8	6.42	23.9	8.69	25.6	10.98	23.6	13.27
1.694	1.983	9.06	4.22	20.8	6.47	23.9	8.75	25.6	11.03	23.6	13.33
1.851	2.04	9.74	4.27	20.9	6.53	24.5	8.8	25.6	11.09	23.6	13.38
1.848	2.09	9.73	4.32	20.9	6.58	23.9	8.86	26.3	11.14		
1.844	2.14	10.47	4.38	21.5	6.63	24	8.91	26	11.2		
1.839	2.19	10.5	4.43	21.5	6.69	24.5	8.97	25.8	11.25		

1.835	2.25	10.49	4.48	21.5	6.74	24.5	9.02	26.5	11.31
-------	------	-------	------	------	------	------	------	------	-------

Tabla B-5. Resultados de Deformación en Viga A sin Refuerzo en Junta, Carga [Kg] y Posición [mm]

Los resultados del análisis de esfuerzo y deformación de Viga B con empotramiento doble sin refuerzo en junta, realizados en una máquina de ensayo universal, son los siguientes:

Resultados del Análisis de Deformación de Viga B sin Refuerzo en Junta											
Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición
-0.009	-9.43E-7	4.28	1.909	13.48	3.86	22.3	5.83	25.1	7.81	23.4	9.8
2.27	0.0373	4.74	1.955	13.48	3.9	22.3	5.88	25.1	7.86	23.4	9.85
1.643	0.0827	4.82	2	13.48	3.95	22.3	5.92	25.1	7.91	23.4	9.9
1.007	0.1276	5.38	2.05	14.08	4	22.3	5.97	25.1	7.96	23.4	9.95
1.002	0.1728	5.38	2.1	14.07	4.04	22.3	6.02	25.5	8	23.4	9.99
0.998	0.218	5.38	2.14	14.38	4.09	22.3	6.06	25.7	8.05	22.9	10.04
0.433	0.263	6.04	2.19	14.72	4.14	22.3	6.11	25.6	8.1	22.9	10.09
0.409	0.308	6.04	2.23	14.72	4.18	22.4	6.16	25.6	8.15	22.9	10.13
0.406	0.355	6.68	2.28	15.29	4.23	22.8	6.2	25.6	8.19	22.9	10.18
0.403	0.4	6.7	2.32	15.29	4.28	22.8	6.25	25.8	8.24	22.9	10.23
0.4	0.447	6.7	2.37	15.74	4.32	22.8	6.3	26.2	8.29	22.9	10.28
0.397	0.491	7.28	2.42	16.02	4.37	22.8	6.34	26.2	8.33	22.5	10.32
0.394	0.536	7.31	2.46	16.02	4.42	22.8	6.39	26.2	8.38	22.2	10.37
0.391	0.582	7.92	2.51	16.02	4.46	22.8	6.44	26.2	8.42	22.2	10.42
0.388	0.628	7.92	2.56	16.59	4.51	22.8	6.49	26.2	8.47	22.2	10.47
0.384	0.674	7.91	2.6	16.63	4.55	22.8	6.53	26.8	8.52	22.2	10.51
0.381	0.719	8.5	2.65	17.22	4.6	22.8	6.58	26.8	8.57	22.2	10.56
0.378	0.765	8.54	2.69	17.22	4.65	22.8	6.63	26.8	8.62	22.2	10.61
0.375	0.807	8.72	2.74	17.22	4.7	22.8	6.68	26.8	8.67	22.2	10.66
0.372	0.854	9.19	2.78	17.21	4.74	23.4	6.72	26.8	8.71	22.2	10.7
0.369	0.901	9.19	2.83	17.72	4.79	23.4	6.77	26.8	8.76	22.1	10.75
0.366	0.944	9.18	2.88	17.77	4.84	23.4	6.82	26.8	8.81	22.1	10.8
0.967	0.99	9.62	2.92	18.34	4.88	23.4	6.87	25.6	8.85	22.1	10.85
0.977	1.036	9.76	2.97	18.45	4.93	23.4	6.91	24.3	8.9	22.1	10.9
0.974	1.082	9.76	3.02	18.45	4.98	24	6.96	24.1	8.95	22.1	10.94
0.97	1.128	9.75	3.06	18.56	5.02	24	7.01	24.1	9	22.1	10.99
0.967	1.174	10.5	3.11	19.06	5.07	24	7.06	24.1	9.04	22.1	11.04
0.964	1.22	10.52	3.15	19.06	5.12	24	7.1	24.1	9.09	22.1	11.08
0.961	1.266	10.51	3.2	19.05	5.17	24	7.15	23.7	9.14	22.1	11.13
1.252	1.313	11.05	3.25	19.84	5.21	24	7.2	23.5	9.18	22.1	11.18
1.537	1.357	11.09	3.29	19.85	5.26	24	7.25	23.5	9.23	22.1	11.23
1.534	1.403	11.32	3.34	19.85	5.31	24.4	7.29	23.5	9.28	22.1	11.28
2.16	1.449	11.74	3.39	20.4	5.36	24.6	7.34	23.5	9.33	22.1	11.32
2.16	1.495	11.73	3.44	20.4	5.4	24.6	7.39	23.5	9.38	22.1	11.37
2.51	1.541	11.73	3.48	20.4	5.45	24.6	7.43	23.5	9.42	22.1	11.42
2.72	1.587	12.28	3.53	20.9	5.5	24.6	7.48	23.5	9.47	22.1	11.47
2.72	1.634	12.29	3.57	21	5.55	24.6	7.53	23.5	9.52	22.1	11.51
2.72	1.68	12.29	3.62	21	5.59	24.6	7.58	23.5	9.57	22.1	11.56
3.41	1.727	12.87	3.67	21.6	5.64	24.6	7.62	23.5	9.61	22.1	11.61

3.41	1.771	12.9	3.71	21.7	5.69	25.1	7.67	23.5	9.66	22.1	11.66
3.96	1.817	12.89	3.76	21.7	5.73	25.1	7.72	23.5	9.71		
4.14	1.864	12.89	3.81	21.7	5.78	25.1	7.77	23.5	9.76		

Tabla B-6. Resultados de Deformación en Viga B sin Refuerzo en Junta, Carga [Kg] y Posición [mm]

Los resultados del análisis de esfuerzo y deformación de Viga D con empotramiento doble sin refuerzo en junta, realizados en una máquina de ensayo universal, son los siguientes:

Resultados del Análisis de Deformación de Viga D sin Refuerzo en Junta											
Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición
0.0686	-9.43E-7	3.57	1.926	14.55	3.91	22.8	5.91	27.2	7.93	26.3	9.95
1.243	0.01761	4.23	1.972	14.73	3.95	22.8	5.96	27.2	7.98	25.7	10
0.737	0.0666	4.27	2.02	15.39	4	22.8	6.01	27.2	8.03	25.7	10.05
0.662	0.1139	4.27	2.07	15.44	4.05	22.8	6.06	27.1	8.08	25.1	10.1
0.659	0.1593	4.72	2.11	15.44	4.09	22.8	6.1	27.1	8.12	25.1	10.15
0.656	0.205	4.82	2.16	15.51	4.14	22.8	6.15	27.1	8.17	25.1	10.19
0.653	0.251	5.37	2.21	16.02	4.19	22.8	6.2	27.1	8.22	24.5	10.24
0.65	0.297	5.38	2.26	16.01	4.24	22.8	6.25	27.1	8.27	24.3	10.29
0.647	0.344	5.38	2.3	15.99	4.29	23.3	6.3	27.1	8.31	24.3	10.34
0.0563	0.391	5.76	2.35	16.55	4.33	23.3	6.34	27.1	8.36	24.3	10.39
-0.062	0.435	6.08	2.4	16.55	4.38	23.3	6.39	27.1	8.41	24.3	10.43
0.548	0.482	6.61	2.44	17.2	4.43	24	6.44	26.7	8.46	24.3	10.48
0.548	0.53	6.65	2.49	17.2	4.48	23.4	6.48	27.1	8.51	24.3	10.53
0.545	0.576	6.65	2.54	17.19	4.52	24	6.53	27	8.55	24.3	10.58
-0.107	0.623	7.3	2.58	17.19	4.57	24	6.58	27	8.6	24.1	10.63
0.226	0.67	7.29	2.63	17.79	4.62	24	6.63	27	8.65	24.4	10.68
0.45	0.717	7.9	2.67	17.79	4.66	24	6.68	26.4	8.7	24.4	10.73
0.447	0.76	7.94	2.72	18.28	4.71	24	6.73	26.3	8.75	24.4	10.77
0.444	0.808	7.94	2.77	18.38	4.76	24.6	6.78	26.9	8.8	24.4	10.82
0.441	0.85	8.58	2.82	18.37	4.81	24.6	6.82	26.9	8.84	23.8	10.87
0.438	0.898	8.58	2.86	18.9	4.86	24.6	6.87	26.9	8.89	23.2	10.92
0.321	0.947	8.58	2.91	18.88	4.9	25.2	6.92	26.9	8.94	23.1	10.97
0.465	0.992	9.28	2.96	19.15	4.95	25.2	6.97	26.9	8.99	23.1	11.01
0.462	1.038	9.75	3	19.15	5	25.2	7.01	26.9	9.04	23.1	11.06
0.459	1.085	9.75	3.05	19.74	5.05	25.2	7.06	26.9	9.09	22.5	11.11
0.456	1.132	10.23	3.1	19.74	5.09	25.2	7.11	26.9	9.13	22.5	11.16
0.516	1.179	10.31	3.14	19.74	5.14	25.2	7.16	27	9.18	22.5	11.21
0.541	1.226	10.31	3.19	20.2	5.19	25.8	7.21	27	9.23	22.5	11.26
0.532	1.273	10.86	3.24	20.3	5.24	25.8	7.26	26.9	9.28	22.5	11.31
1.094	1.321	10.92	3.29	20.3	5.28	25.8	7.3	26.9	9.33	22.5	11.35
1.194	1.368	11.49	3.34	20.3	5.33	25.8	7.35	26.9	9.37	22.4	11.4
1.191	1.411	11.5	3.38	20.9	5.38	25.8	7.4	26.9	9.42	22.4	11.45
1.641	1.459	12.05	3.43	20.9	5.43	25.8	7.45	26.9	9.47	21.8	11.5
1.784	1.506	12.05	3.48	20.9	5.48	25.8	7.5	26.9	9.52	21.8	11.55
1.781	1.553	12.61	3.52	21.4	5.53	26.4	7.54	26.9	9.57	21.8	11.6
2.4	1.6	12.63	3.57	21.5	5.58	26.4	7.59	26.9	9.61	21.8	11.64
2.41	1.646	12.63	3.62	21.5	5.62	26.4	7.64	26.9	9.66	21.8	11.69
2.5	1.693	13.42	3.67	22.1	5.67	26.4	7.69	26.9	9.71	21.5	11.74
2.99	1.739	13.43	3.71	22.1	5.72	26.4	7.74	26.9	9.76	21.1	11.79

2.98	1.788	13.42	3.76	22.1	5.77	27.2	7.79	26.9	9.81	21.1	11.84
2.98	1.834	14.14	3.81	22.1	5.81	27.2	7.83	26.9	9.86	8.8E-05	-0.00127
3.57	1.881	14.14	3.86	22.1	5.86	27.2	7.88	26.3	9.91	1.557	0.0539

Resultados del Análisis de Deformación de Viga D sin Refuerzo en Junta											
Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición	Carga	Posición
0.934	0.1107	18.51	2.5	42.4	4.93	53.5	7.39	54.2	9.86	49.3	12.34
0.916	0.1666	19.1	2.56	43.1	4.99	53.5	7.45	53.7	9.92	49.3	12.4
0.913	0.223	19.84	2.61	43.7	5.05	54.2	7.51	54.3	9.98	48.7	12.46
0.371	0.275	20.4	2.67	43.8	5.11	53.8	7.57	54.4	10.04	48.7	12.52
0.321	0.33	21.2	2.73	44.4	5.17	54.2	7.63	53.6	10.1	48.2	12.58
0.756	0.388	21.9	2.79	44.6	5.23	54	7.69	53.4	10.16	46.2	12.64
0.949	0.445	22.7	2.84	45.2	5.28	54.1	7.74	53.4	10.22	45.7	12.7
0.379	0.502	23.1	2.9	45.7	5.34	54	7.8	53.2	10.27	45.1	12.76
0.374	0.558	23.8	2.96	45.7	5.4	54	7.86	52.7	10.33	45.1	12.82
0.371	0.614	24.5	3.02	46.4	5.46	54	7.92	52.7	10.39	44.4	12.88
0.368	0.67	25.2	3.08	47	5.52	54	7.98	52.7	10.45	44.4	12.94
0.363	0.726	26	3.13	47	5.58	54	8.04	52.5	10.51	44.4	13
0.359	0.782	26.6	3.19	47.8	5.63	54	8.09	51.9	10.57	44.4	13.06
0.355	0.842	27.2	3.25	48.4	5.69	54	8.16	52	10.63	44.1	13.11
1.344	0.899	28.3	3.31	48.4	5.75	54	8.21	51.7	10.69	44.2	13.17
1.685	0.956	28.9	3.37	49.1	5.81	54	8.27	51.8	10.75	44.2	13.23
2.26	1.012	29	3.43	49.1	5.87	54	8.33	51.8	10.81	44.2	13.29
2.84	1.069	30.1	3.48	49.7	5.92	54	8.39	51.8	10.87	44.2	13.35
3.62	1.125	30.9	3.54	49.7	5.98	54.5	8.45	51.9	10.93	44.6	13.41
4.17	1.182	31.7	3.6	49.7	6.04	54.5	8.51	51.7	10.98	44.6	13.47
4.76	1.239	32.3	3.66	50.4	6.1	54.5	8.57	51.6	11.04	44.7	13.53
5.35	1.299	32.9	3.71	50.4	6.16	54.5	8.63	51.6	11.1	44.7	13.59
5.81	1.355	33.5	3.77	51	6.22	54.6	8.69	51.6	11.16	44.7	13.64
6.56	1.411	34	3.83	51	6.28	54.5	8.74	51.6	11.22	44.1	13.7
7.03	1.469	34.6	3.89	51.5	6.34	54.5	8.8	51.3	11.28	44.1	13.76
7.28	1.527	35.5	3.94	51.6	6.39	54.5	8.86	51	11.34	44.1	13.82
7.86	1.584	35.8	4	51.6	6.45	55.3	8.92	51	11.4	44.1	13.88
8.46	1.642	36.4	4.06	51.7	6.51	55.3	8.98	51	11.46	44.1	13.94
9.05	1.699	37	4.12	52.1	6.57	55.2	9.04	50.9	11.52	44.1	14
9.74	1.755	37.7	4.17	52.1	6.63	55.2	9.1	50.9	11.57	44.1	14.06
10.29	1.815	38	4.23	52.1	6.69	55.2	9.16	50.9	11.63	44.1	14.12
10.69	1.871	38.6	4.29	52.4	6.75	55.2	9.22	50.9	11.69	44.1	14.17
11.55	1.929	39.2	4.35	52.8	6.8	56	9.28	51.1	11.75	44.1	14.23
12.09	1.986	39.8	4.41	52.9	6.86	55.5	9.33	50.7	11.81	43.7	14.29
12.62	2.04	40	4.47	52.9	6.92	56	9.39	50.7	11.87	43.7	14.36
13.32	2.1	40.6	4.53	52.9	6.98	56	9.45	50.7	11.93	44	14.41
13.87	2.16	41.3	4.58	52.9	7.04	55.4	9.51	50.2	11.99	43.7	14.47
14.52	2.21	41.3	4.64	53.6	7.1	56	9.57	50	12.05	43.6	14.53
15.17	2.27	41.3	4.7	53.6	7.16	55.2	9.63	50	12.11		
15.89	2.32	41.9	4.76	53.6	7.22	53.9	9.68	50	12.17		
17.02	2.39	41.9	4.82	53.6	7.28	53.8	9.74	50	12.22		
17.78	2.44	42.4	4.87	53.5	7.33	53.7	9.8	49.9	12.28		

Tabla B-7. Resultados de Deformación en Viga D sin Refuerzo en Junta, Carga [Kg] y Posición [mm]

### **Especificaciones Técnicas (Anexo C)**

## 1. Poliamida 6

<b>POLIAMIDA 6 (GRILON) (HUMEDAD 2,5%)</b>				<b>PA - 6 (H - 2,5%)</b>
<b>PROPIEDADES MECANICAS A 23°C</b>	<b>UNIDAD</b>	<b>ASTM</b>	<b>DIN</b>	<b>VALORES</b>
PESO ESPECIFICO	gr/cm <sup>3</sup>	D-792	53479	1.14
RESIST. A LA TRACC.(FLUENCIA / ROTURA)	Kg/cm <sup>2</sup>	D-638	53455	450 / --
RES. A LA COMPRESION ( 1 Y 2 % DEF)	Kg/cm <sup>2</sup>	D-695	53454	150 / 280
RESISTENCIA A LA FLEXION	Kg/cm <sup>2</sup>	D-790	53452	400
RES. AL CHOQUE SIN ENTALLA	Kg.cm/cm <sup>2</sup>	D-256	53453	NO ROMPE
ALARGAMIENTO A LA ROTURA	%	D-638	53455	200
MODULO DE ELASTICIDAD (TRACCION)	Kg/cm <sup>2</sup>	D-638	53457	14000
DUREZA	Shore D	D-2240	53505	72 - 76
COEF. DE ROCE ESTATICO S/ACERO		D-1894		0.31 a 0.54
COEF. DE ROCE DINAMICO S/ACERO		D-1894		0.27 a 0.43
RES. AL DESGASTE POR ROCE				BUENA
<b>PROPIEDADES TERMICAS</b>	<b>UNIDAD</b>	<b>ASTM</b>	<b>DIN</b>	<b>VALORES</b>
CALOR ESPECIFICO	Kcal/Kg.°C	C-351		0.4
TEMP. DE FLEX. B/CARGA (18.5Kg/cm <sup>2</sup> )	°C	D-648	53461	70
TEMP. DE USO CONTINUO EN AIRE	°C			-40 a 90
TEMP. DE FUSION	°C			220
COEF. DE DILATACION LINEAL DE 23 A 100°C	por °C	D-696	52752	0.000105
COEF. DE CONDUCCION TERMICA	Kcal/m.h.°C	C-177	52612	0.23
<b>PROPIEDADES ELECTRICAS</b>	<b>UNIDAD</b>	<b>ASTM</b>	<b>DIN</b>	<b>VALORES</b>
CONSTANTE DIELECTRICA A 60 HZ		D-150	53483	7,4
CONSTANTE DIELECTRICA A 1 KHZ		D-150	53483	--
CONSTANTE DIELECTRICA A 1 MHZ		D-150	53483	3,8
ABSORCION DE HUMEDAD AL AIRE	%	D-570	53472	2,5
RESISTENCIA SUPERFICIAL	Ohm	D-257	53482	> 10 a la 12
RESISTENCIA VOLUMETRICA	Ohms-cm	D-257	53482	> 10 a la 12
RIGIDEZ DIELECTRICA	Kv/mm	D-149		16

<b>PROPIEDADES QUIMICAS</b>	<b>OBSERVACIONES</b>
RESISTENCIA A HIDROCARBUROS	MUY BUENA
RESISTENCIA A ACIDOS DEBILES A TEMP. AMBIENTE	REGULAR
RESISTENCIA A ALCALIS DEBILES A TEMP. AMBIENTE	BUENA
RESISTENCIA A PROD. QUIMICOS DEFINIDOS	CONSULTAR
EFECTO DE LOS RAYOS SOLARES	LO AFECTAN
APROBADO PARA CONTACTO CON ALIMENTOS	NO
COMPORTAMIENTO A LA COMBUSTION	ARDE CON MEDIANA DIFICULTAD
PROPAGACION DE LLAMA	AUTO-EXTINGUIBLE
COMPORTAMIENTO AL QUEMARLO	FUNDE GOTEA Y SE DESCOMPONE
COLOR DE LA LLAMA	AZUL PUNTA AMARILLA
OLOR AL QUEMARLO	PELO QUEMADO

Tabla D-1. Propiedades del grifón empleado en la construcción

## 2. Propiedades de los Materiales Compuestos (Resinas)

MATRICES TERMOESTABLES				
PROPIEDADES	POLIÉSTER INSATURADO (UP)	RESINA EPOXI (EP)	FENOPLASTOS (PF)	RESINA VINILÉSTER (VE)
Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	1.17-1.26	1.17-1.25	1.25-1.3	1.17-1.25
Alargam. a rotura (%)	<3	6-8	<3	3.5-7
Fluencia	Muy baja			
Temperatura de moldeo (° C)	T.Amb. a 180	T.Amb. a 170	150 a 190	T.Amb a 175
Temp. de rebland. (° C)	80-160	80-130	100-150	100-150
Resistencia a deform. térm. (° C)	55-90	60-110	150	55-85
Cualidades de flujo a temper. trabajo	Muy buenas (fluidos)			
Calor de reacción	Reacción exotérmica con mayor desarrollo térmico según la pieza			
Contracción fraguado (%)	6-10 1.8-2.4	1-3	0.5-1.5	0.1-1
Contracciones desiguales	Contracción compensable por adición de partículas termoplásticas			
Contracción posterior (%)	Para masas de moldeo casi nula			
	<3	Nula	< 0.4	Nula
Tiempo de almacenaje (meses)	<6 sin aire/luz	6-12 según present	<6 sin hum. a T.Amb	<6 a T.Amb
Resistente a	Agua s. acuosas Fuel Gasolina	Alcohol Gasolina Benzol A. miner Grasas	Agua Aceites Grasas Gasolina Benzol Alcohol	37% HCL Diox. cloro Agua mar Alquitranes
No resistente a	Agua hirv Ácidos c. Lejía c. Benzol Alcohol Toluol	Agua hirv. Ésteres c. Álcalis c. Cetona Acetona	Ácidos y Álcalis concentr.	SO <sub>4</sub> H <sub>2</sub> (75%) Agua hirv. NaOCl(6%) NaOH(15%)
Inflamabilidad	No autoexting	Dificilm. inflamabl Arde	Dific. Inflamab. No funde	No autoexting.
Reparación	Sobrelaminación y encolado			

Tabla D-2-1. Propiedades de las matrices poliméricas termoestables



Tabla D-2-2. Tipos de materiales compuestos

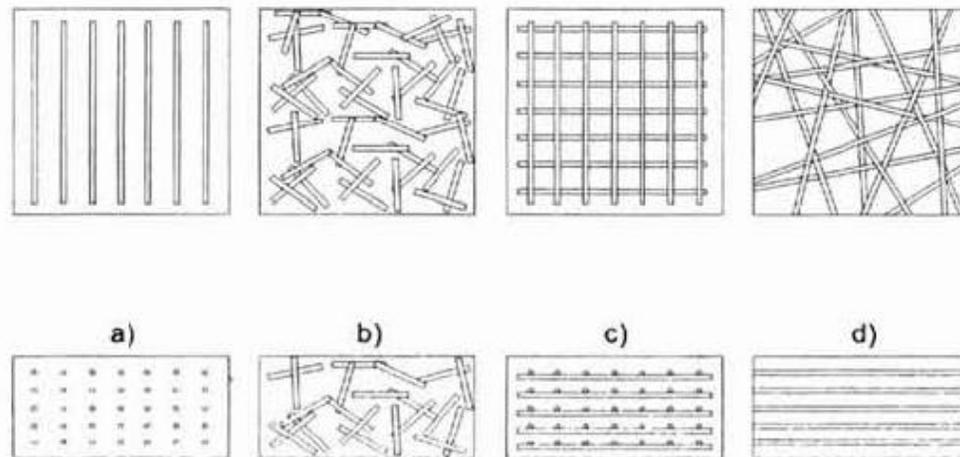


Tabla D-2-3. Tipos de composites fibrosos

MATRICES POLIMÉRICAS U ORGÁNICAS	
<b>Termoestables</b>	<b>Termoplásticas</b>
Poliésteres insaturados (UP) Viniléster o ésteres vinílicos (VU) Epoxi (EP) Fenólicas (PF) Polyimidas (PI)	Nylon Poliésteres saturados (PET-PBT) Policarbonato (PC) Poliacetato Poliamida (PA) Poliéter-Éter Cetona (PEEK) Polisulfonato (PSUL)
<b>Elastóremos</b>	
Poliuretano (PU) Siliconas (SI)	

Tabla D-2-4. Clasificación de matrices en los composites

MATRICES FIBRAS	POLIÉSTER INSATURADO (UP)	RESINA EPOXI (EP)	FENOPLASTOS (PF)	RESINA VINILESTER (VE)
VIDRIO C	■	■	■	B
VIDRIO E	B	B	B	B
VIDRIO S	P	B	P	P
CARBONO HT	B	B	B	B
CARBONO HST	P	B	B	B
CARBONO HM	P	B	B	P
ARAMIDA	P	B	P	B
POLIETILENO	P	B	■	P

Tabla D-2-5. Compatibilidad entre fibras y matrices para composites

B = Combinación Buena Muy Utilizada

P = Combinación Posible Poco utilizada

■ = Combinación Inadecuada y No Utilizada

(Tabla de Combinaciones Matriz-Fibras; Olivares 9)

MATRIZ	FIBRA
POLIÉSTER	VIDRIO
VINILESTER	VIDRIO
	ARAMIDA
EPOXI	VIDRIO
	ARAMIDA
	CARBONO
FENÓLICA	VIDRIO

Tabla D-2-6. Buenas parejas de matrices y fibras para composites

Property	E-Glass	S-Glass	Aramid	Carbon
Density lbs/in <sup>3</sup>	.094	.090	.053	.064
Tensile Strength (psi)	500,000	665,000	400,000	275,000 – 450,000
Tensile Modulus (10 <sup>6</sup> psi)	10.5	9.0	9.0	33 – 55
Elongation to break (%)	4.8	2.3	2.3	0.6 – 1.2

Tabla D-2-7. Propiedades típicas de fibras usadas en perfiles estructurales (Fiberglass Structures)

## 3. PR2032 Resina para Partes de Composites (Aeropoxy)

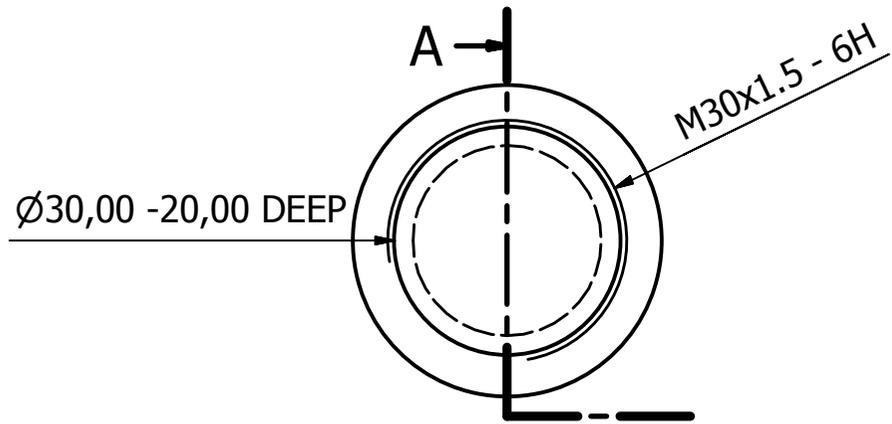
	PR2032 PH3630	PR2032 with PH3660				PR2032 PH3665	ASTM Method
		Neat Resin (Unreinforced)	With Fiberglass	With Graphite	With Kevlar		
Mix Ratio	100 : 27 By Weight, or 3 to 1 By Volume						PTM&W
Pot Life, @ 77°F	30 minutes	1 hour			2 hours		D2471
Color	Lt. Amber	Light Amber			Lt. Amber		Visual
Mixed Viscosity, @77°F, cps	800-875 cps	900 - 950 cps			925-975 cps		D2393
Cured Hardness, Shore D	88 Shore D	88 Shore D			87 Shore D		D2240
Specific Gravity, grams, cc	1.16	1.11			1.12		D1475
Density, lb./cu. Inch	.0420	.0401			.0410		D792
Specific Volume, cu. in./lb.	23.8	25.0			24.4		D792
Tensile Strength, psi <sup>(1)</sup>	45,350 psi	9828 psi	45,170 psi	75,640 psi	45,400 psi	45,870 psi	D638
Elongation at Break, % <sup>(1)</sup>	1.91 %	1.90 %	1.96 %	0.91 %	1.31 %	1.98 %	D638
Tensile modulus, psi <sup>(1)</sup>	2,800,000 psi	418,525 psi	2,620,000 psi	8,170,000 psi	3,770,000 psi	2,520,000 psi	D638
Flexural Strength, psi <sup>(1)</sup>	68,167 psi	16,827 psi	62,285 psi	96,541 psi	34,524 psi	66,667 psi	D790
Flexural Modulus, psi <sup>(1)</sup>	2,770,000 psi	462,910 psi	2,560,000 psi	6,480,000 psi	2,500,000 psi	3,050,000 psi	D790
Glass Transition Temp., Tg	194°F	196°F			194°F		TMA
Thermal Coef. of Expansion Range:	3.7 x 10 <sup>-5</sup> in./in./°F	4.3 x 10 <sup>-5</sup> in./in./°F			4.15 x 10 <sup>-5</sup> in./in./°F		D696

Tabla D-3-1. Propiedades mecánicas típicas

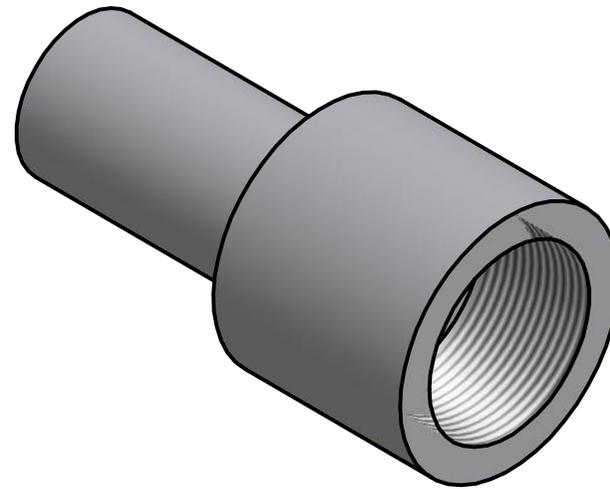
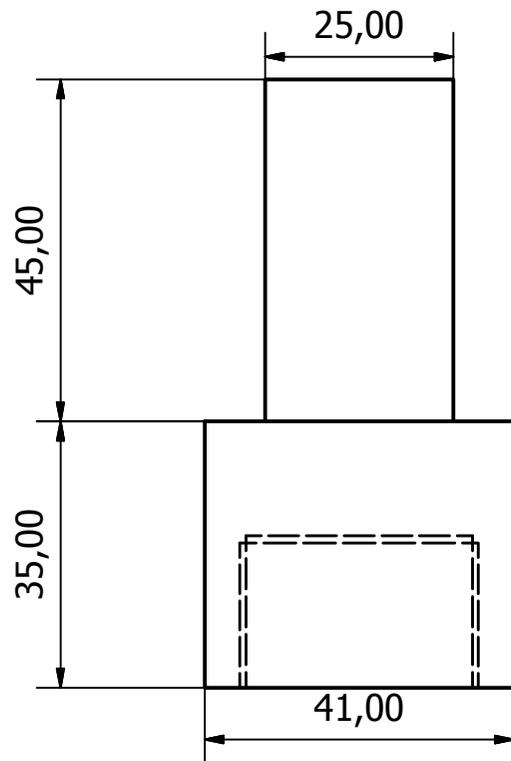
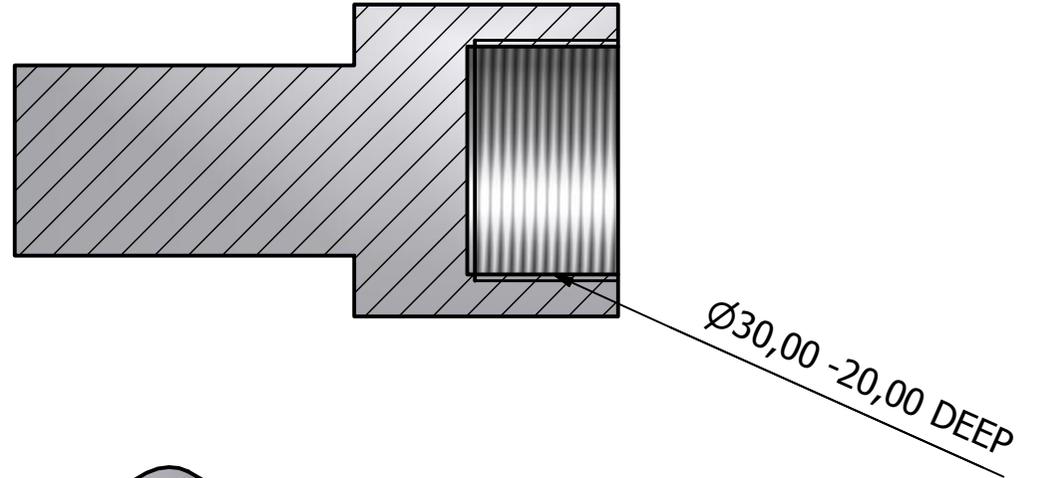
Laminate Thickness - Inches	Unfilled Laminating System (lb. per sq. ft.)	Filled Laminating System (lb. per sq. ft.)
<b>1 / 16"</b>	.22 lb.	.26 lb.
<b>1 / 8"</b>	.44 lb.	.51 lb.
<b>1 / 4"</b>	.88 lb.	1.02 lb.
<b>3 / 8"</b>	1.32 lb.	1.54 lb.
<b>1 / 2"</b>	1.76 lb.	2.05 lb.
<b>5 / 8"</b>	2.2 lb.	2.6 lb.
<b>3 / 4"</b>	2.6 lb.	3.1 lb.
<b>7 / 8"</b>	3.1 lb.	3.6 lb.
<b>1 "</b>	3.5 lb.	4.1 lb.

Tabla D-3-2. Especificaciones de cantidad de resina para el proceso de laminado

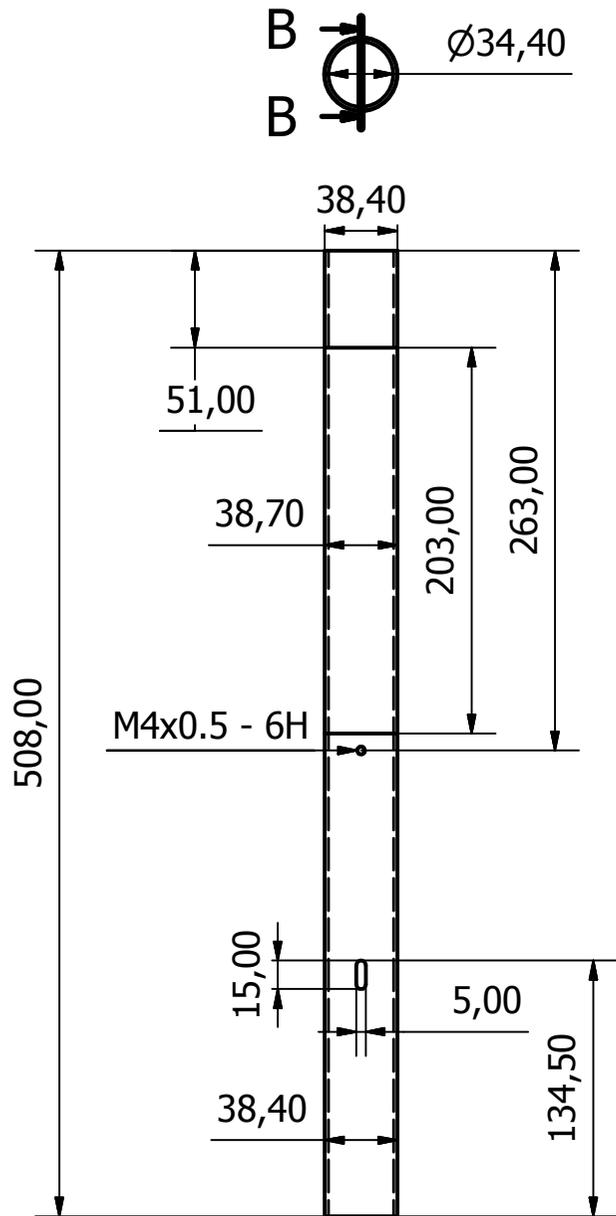
## **Planos (Anexo D)**



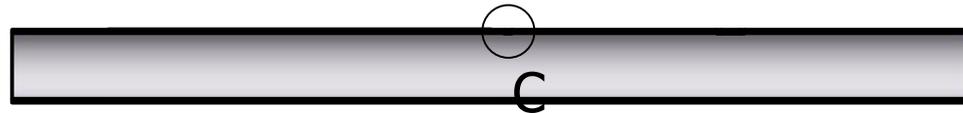
A-A ( 1 : 1 )



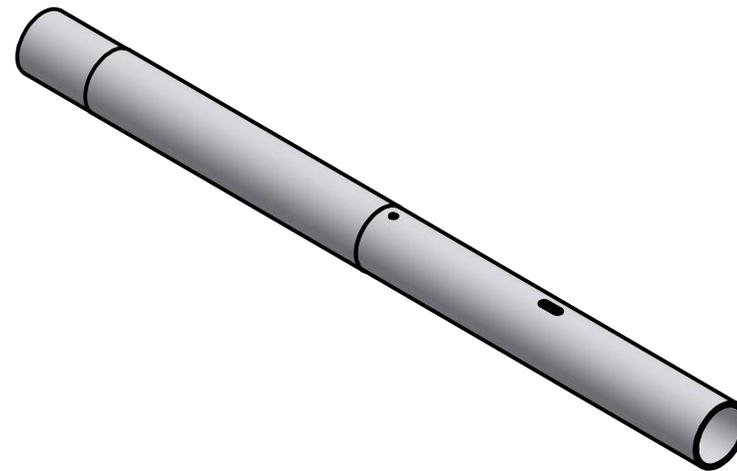
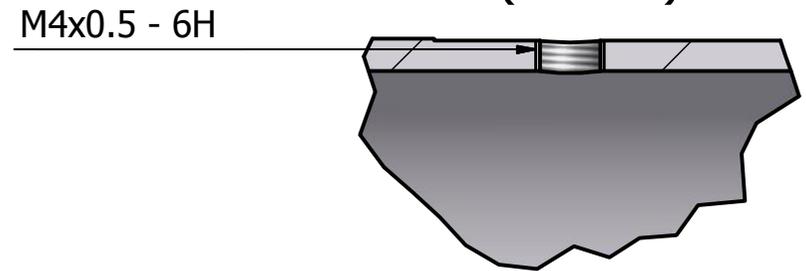
Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:4
USFQ - Galapagos UAV	Acople Fresa 38mm		
	PG-TM38	Material: Acero de Transmisión	Stock: 1



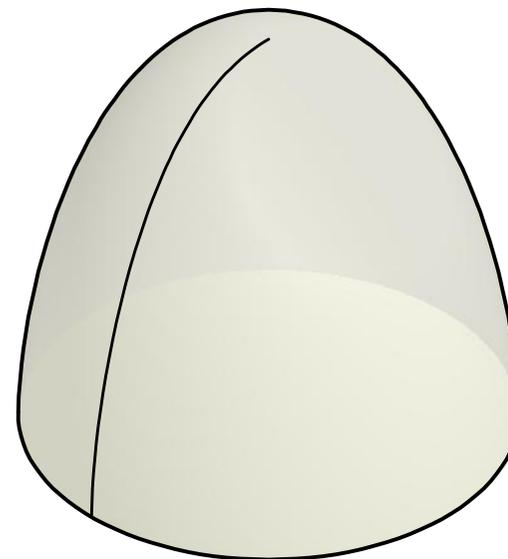
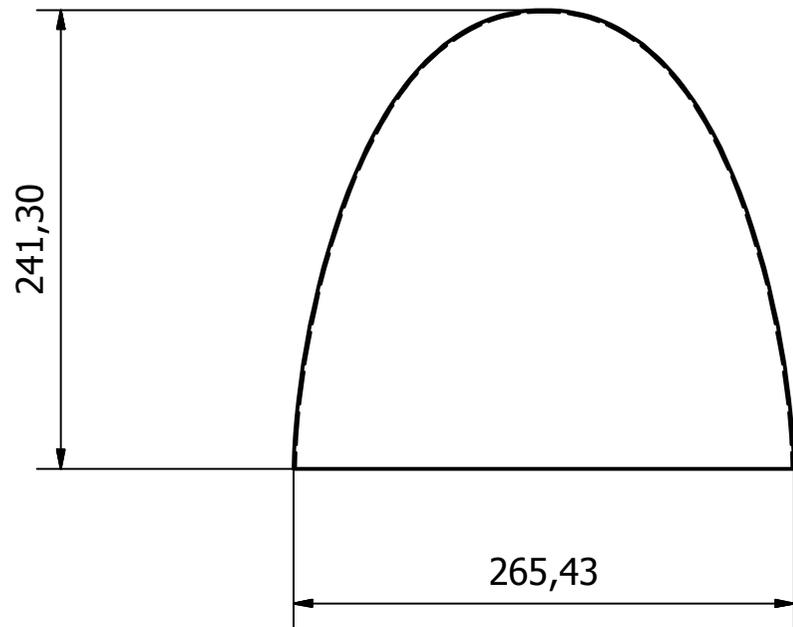
B-B ( 1 : 4 )



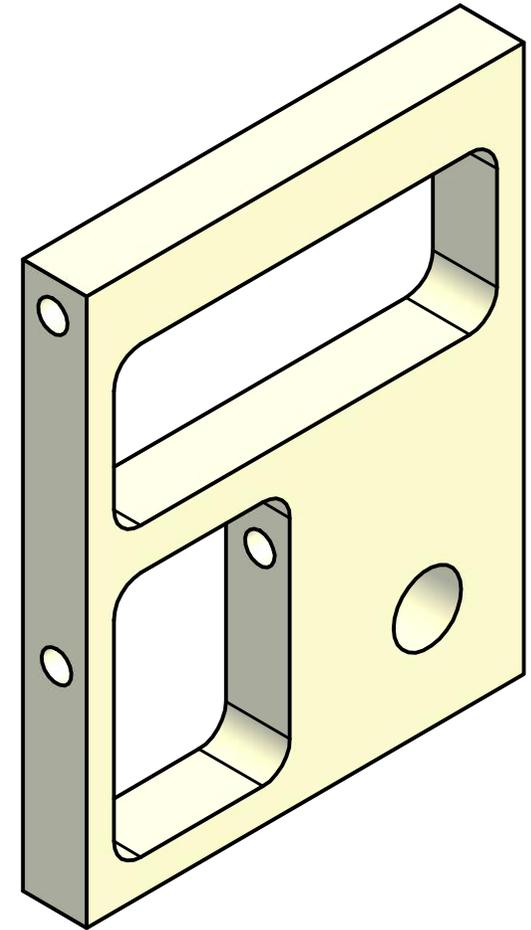
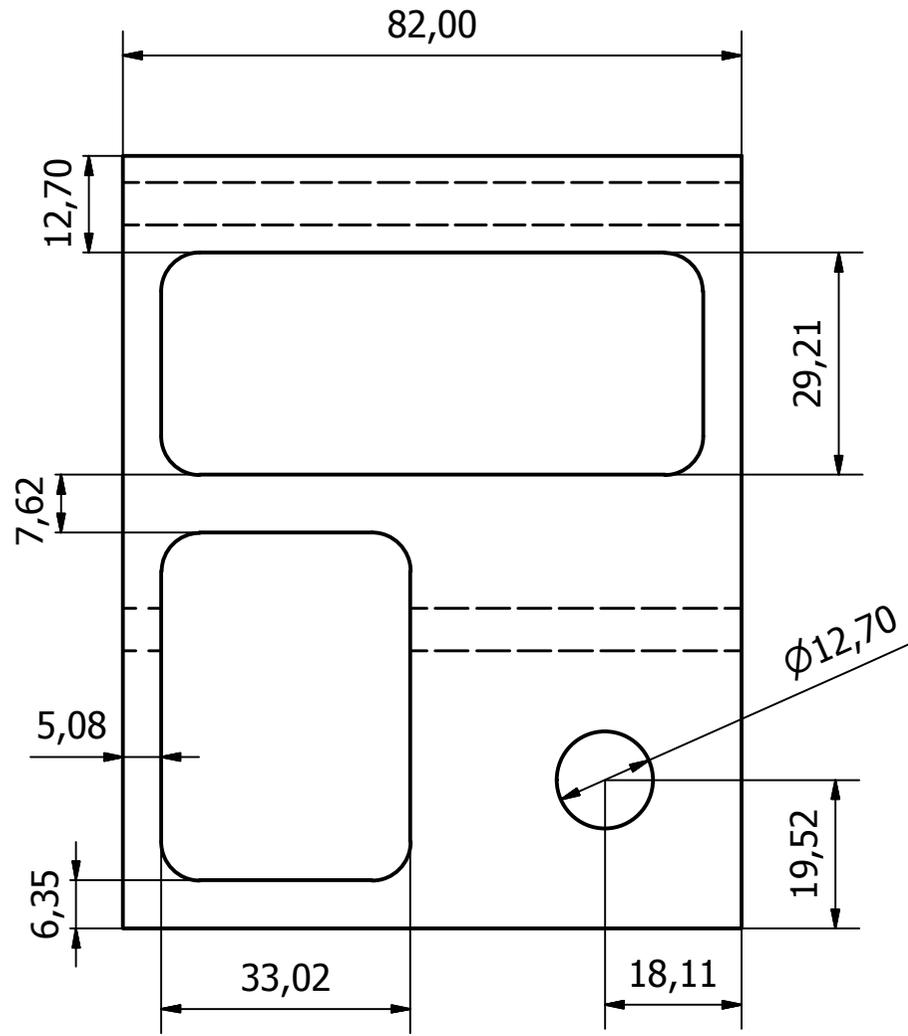
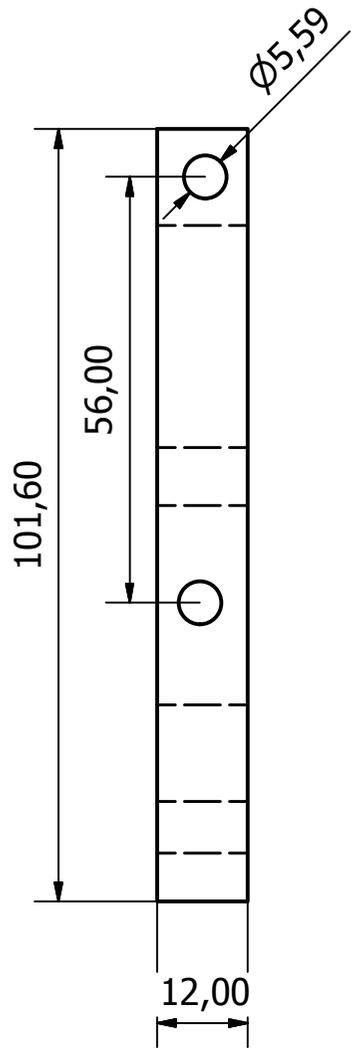
C ( 2 : 1 )



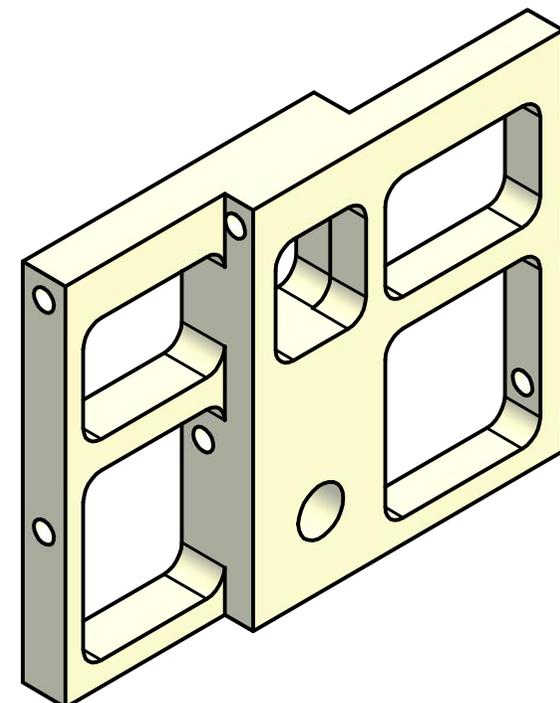
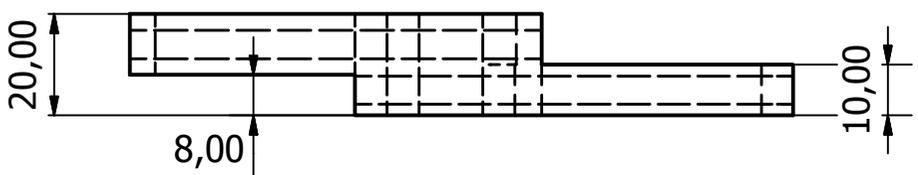
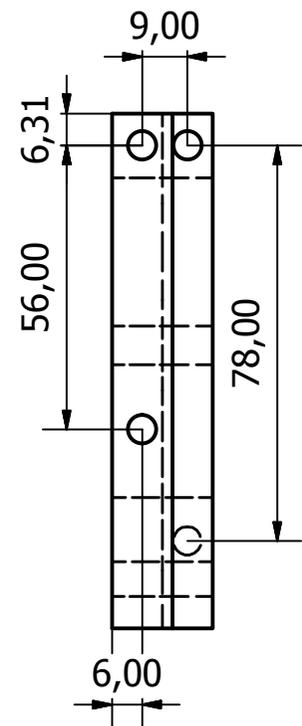
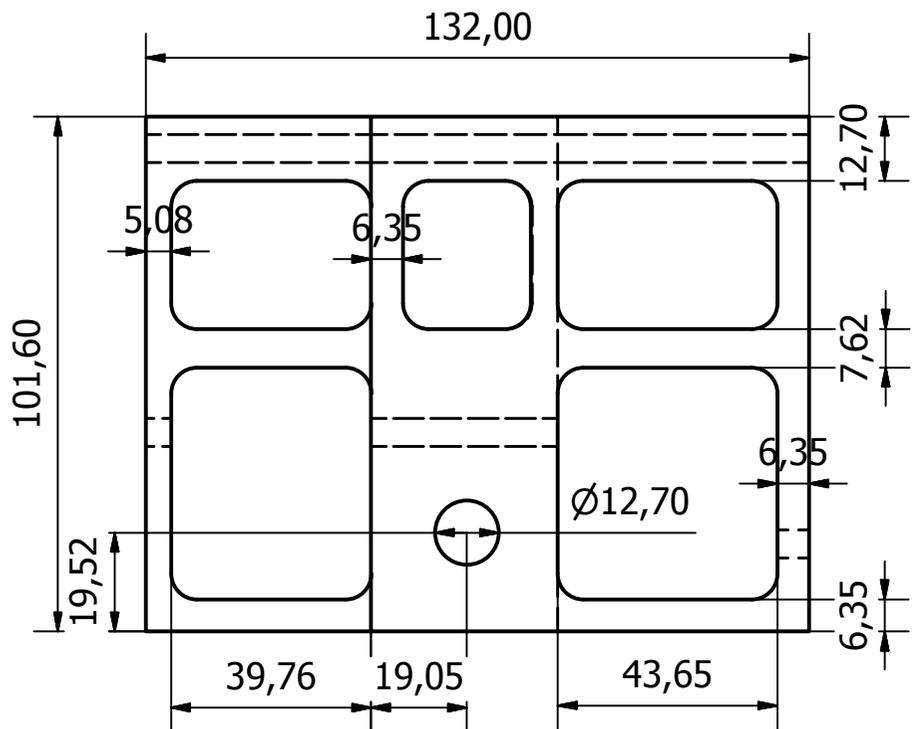
Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:4
USFQ - Galapagos UAV		Cockpit Boom	
EC-CB		Material: Aluminio	Stock: 2



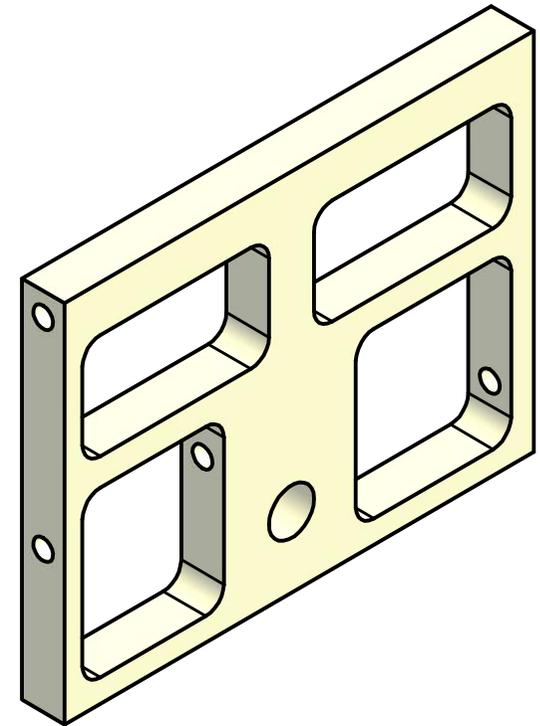
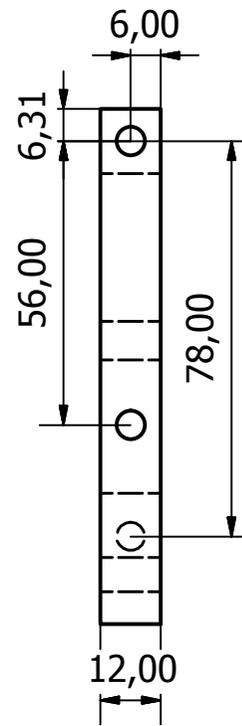
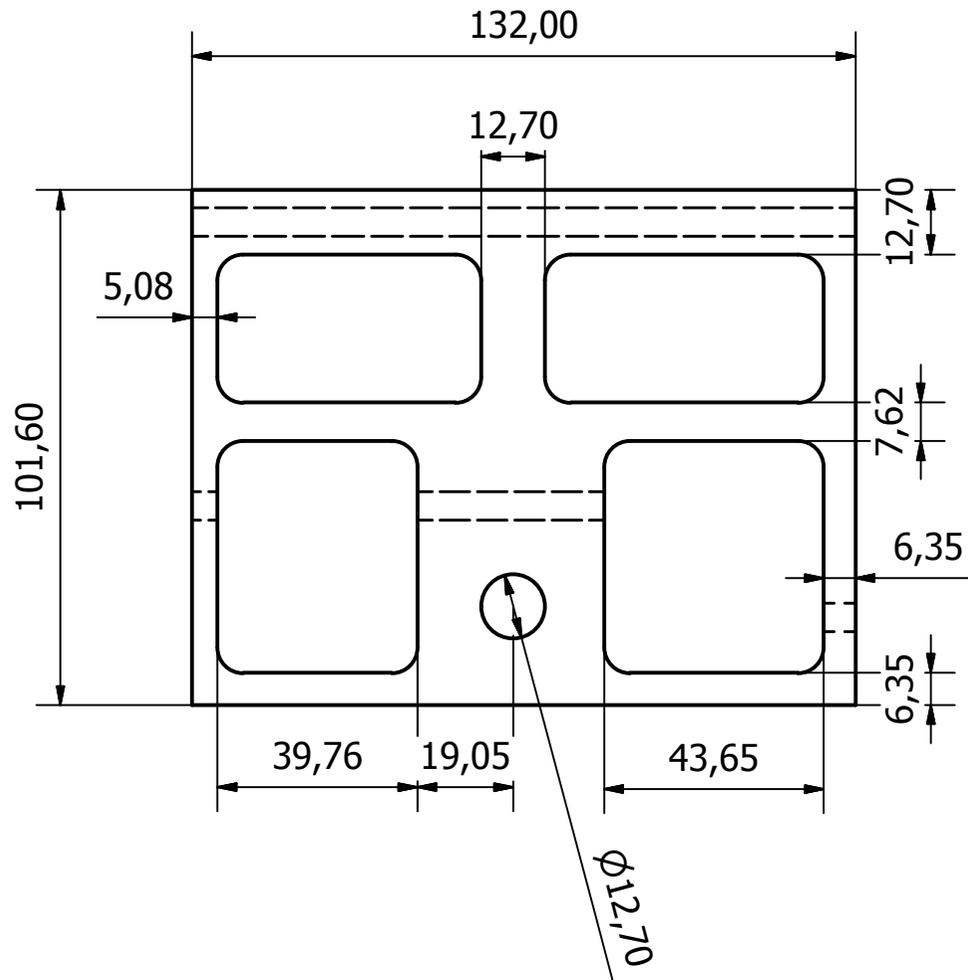
Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:4
USFQ - Galapagos UAV		Visor Frontal - Domo	
		FE-D1	Material: Policarbonato Stock: 1



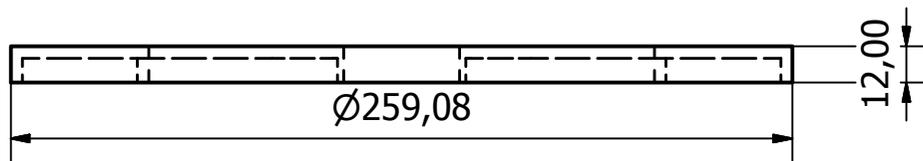
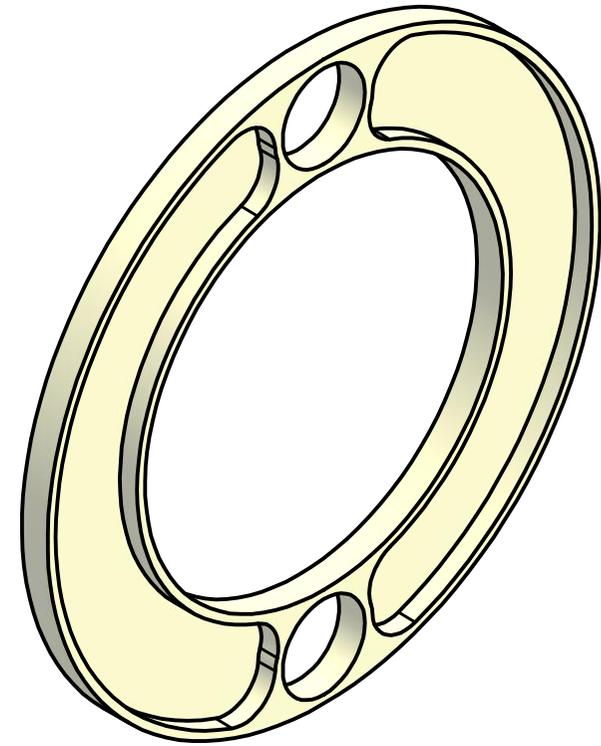
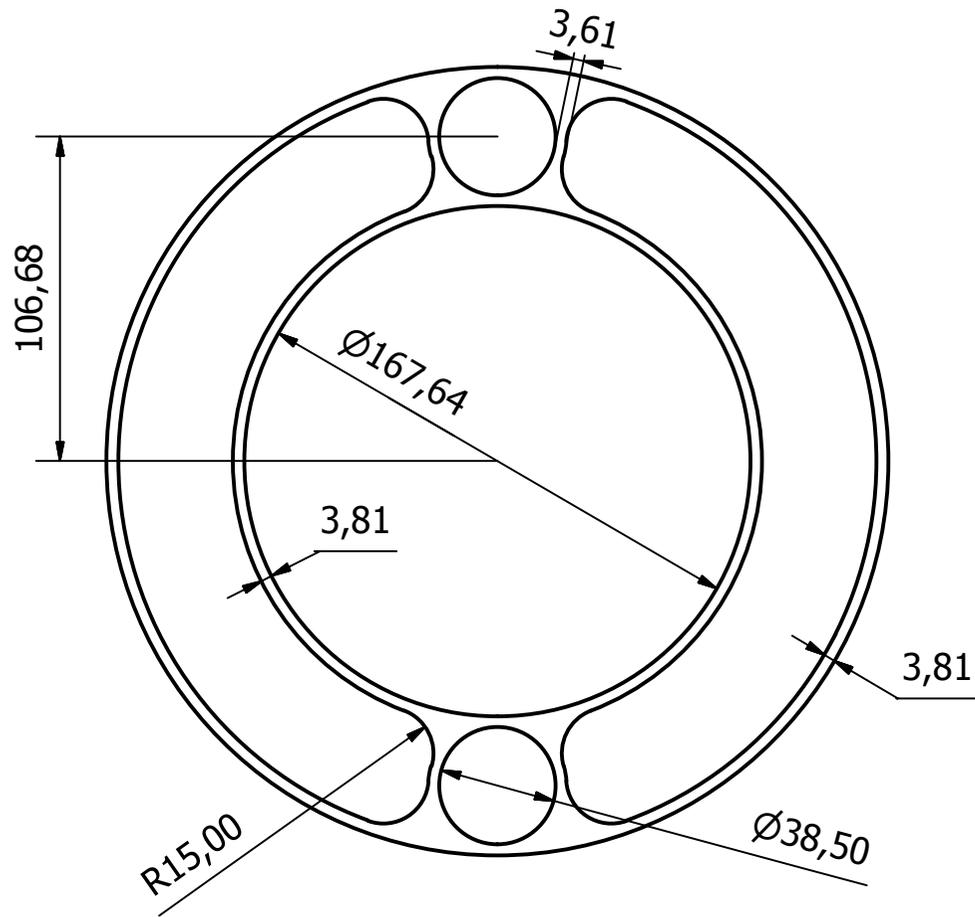
Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:1
USFQ - Galapagos UAV	Engine Support ENYA		
	EC- ESEN2	Material: Ertalon	Stock: 2



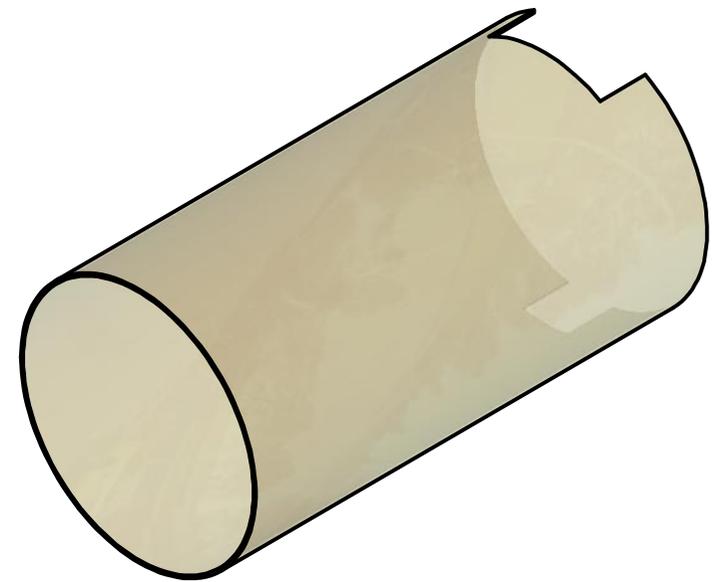
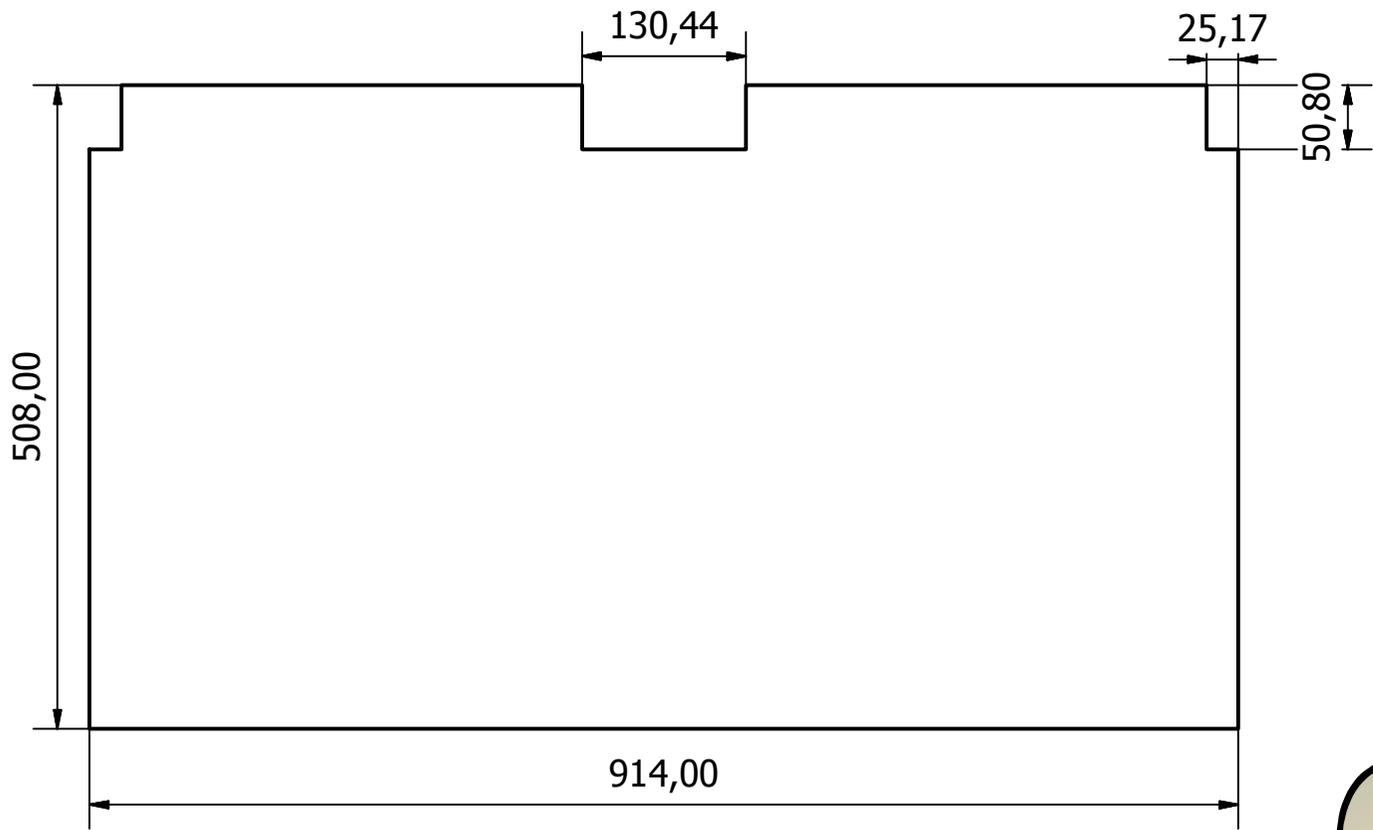
Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:1.5
USFQ - Galapagos UAV		Engine Support EVO-L	
		EC-ESEV1L	Material: Ertalon
		Stock: 1	



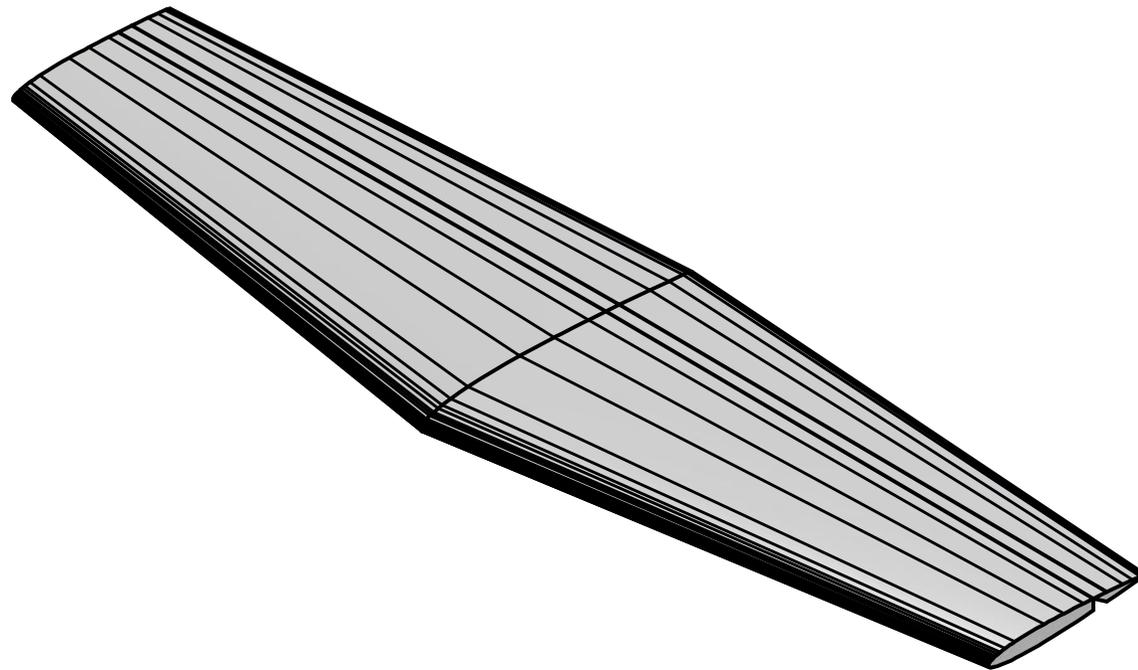
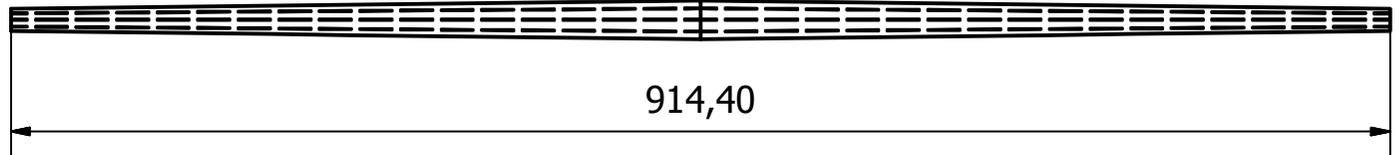
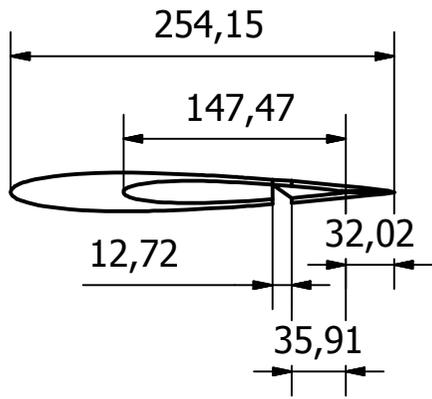
Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:1.5
USFQ - Galapagos UAV	Engine Support EVO-R		
	Engine Support EVO-R	Material: Ertalon	Stock: 1



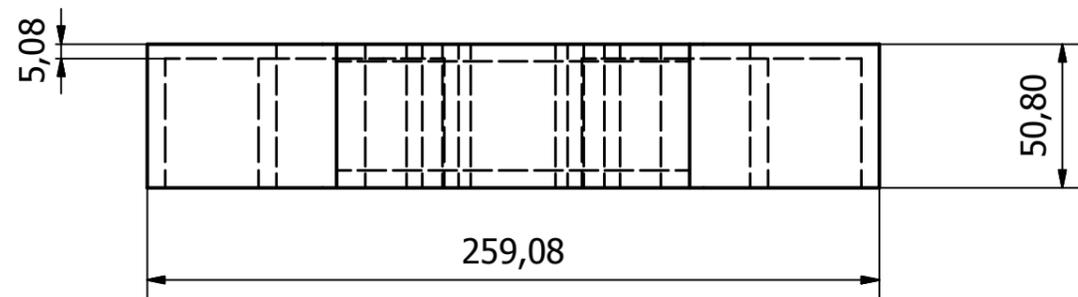
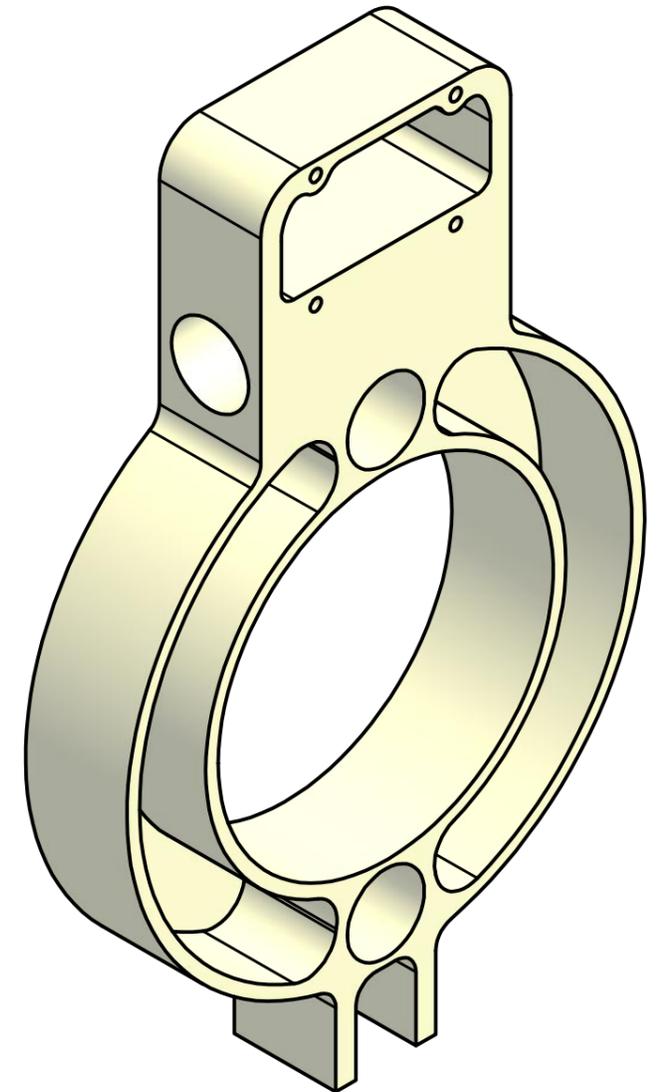
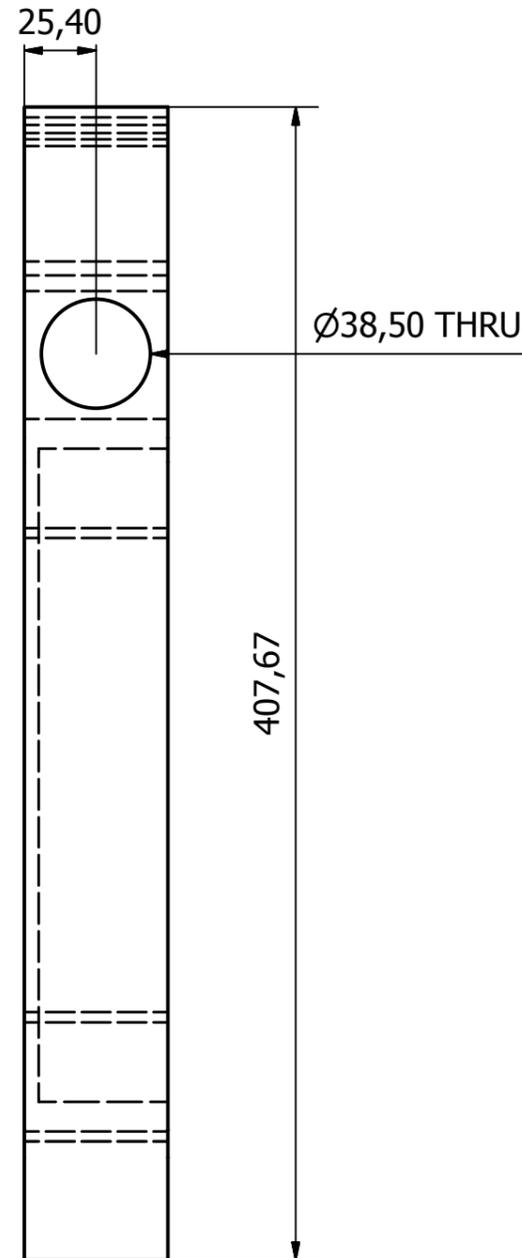
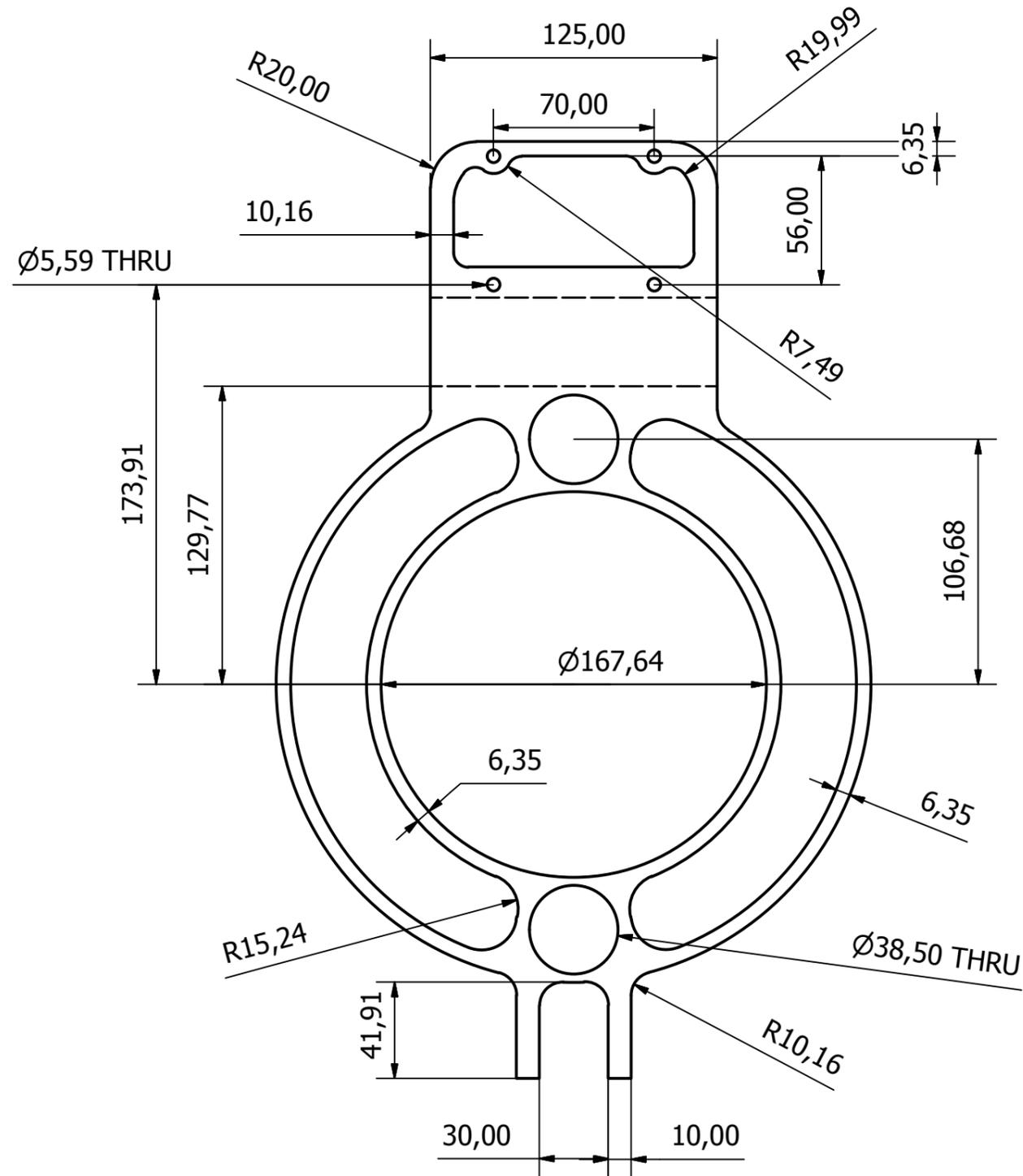
Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:2.5
USFQ - Galapagos UAV		Front Disc	
		EC-FD2	Material: Ertalon



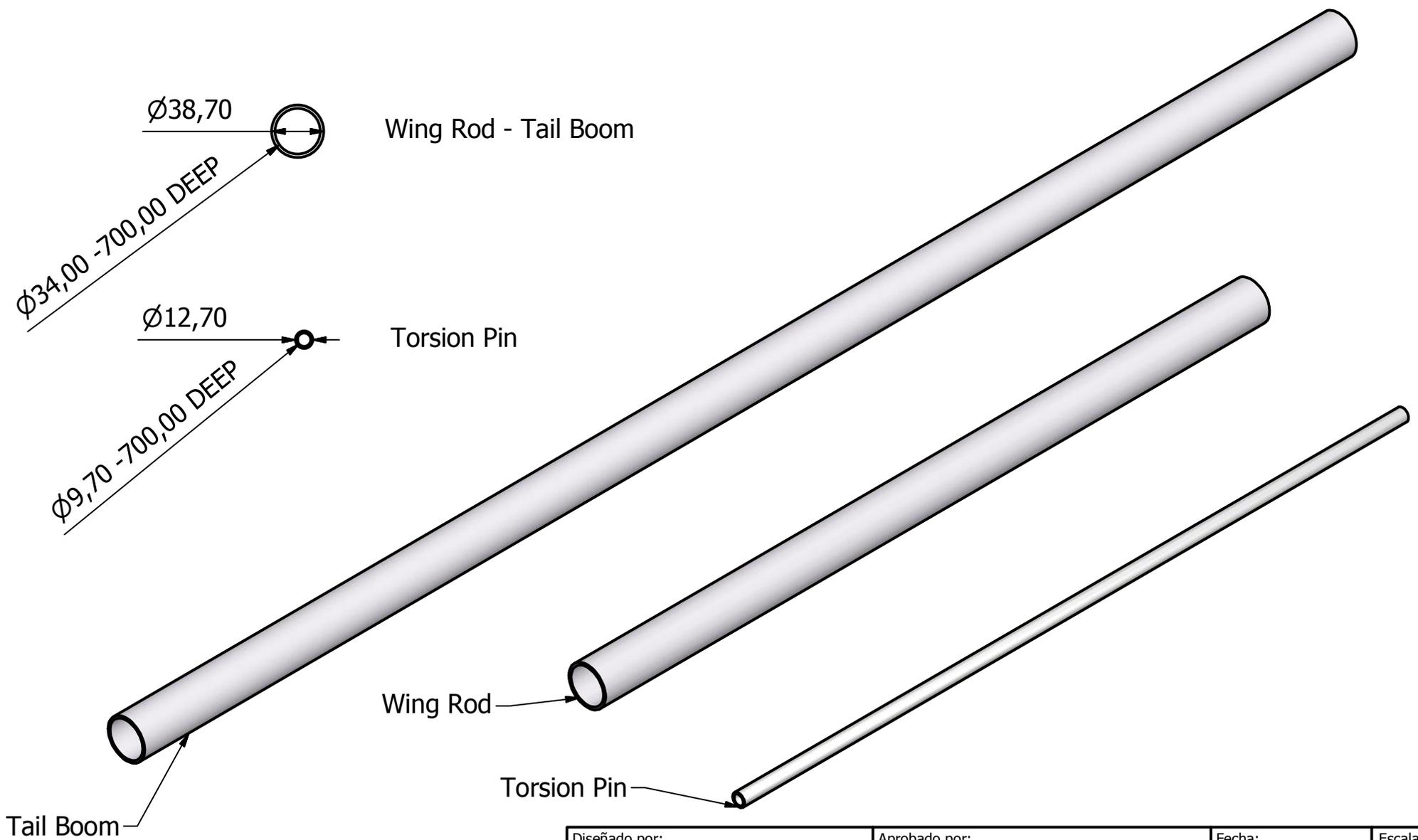
Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:6
USFQ - Galapagos UAV	Fuselaje		
	FE-FL1	Material: Lam. Sec.	Stock: 1



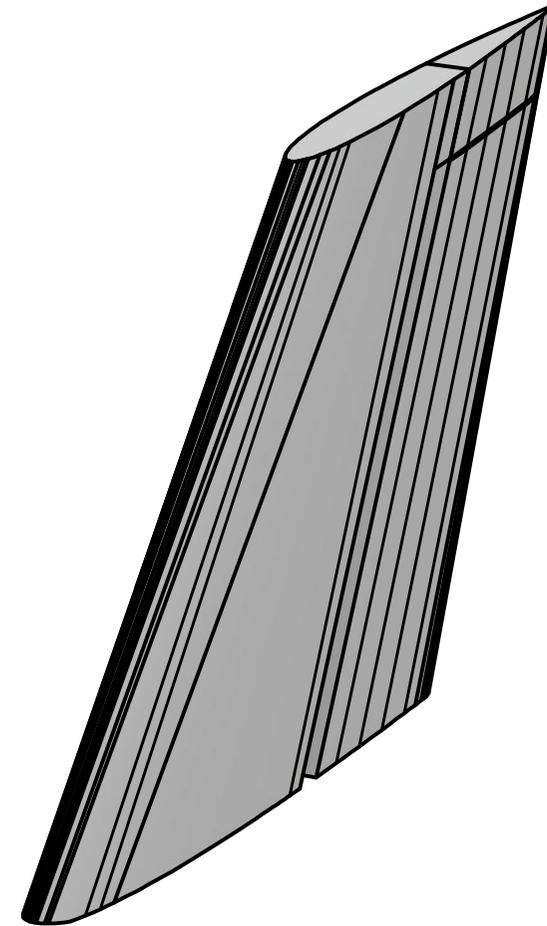
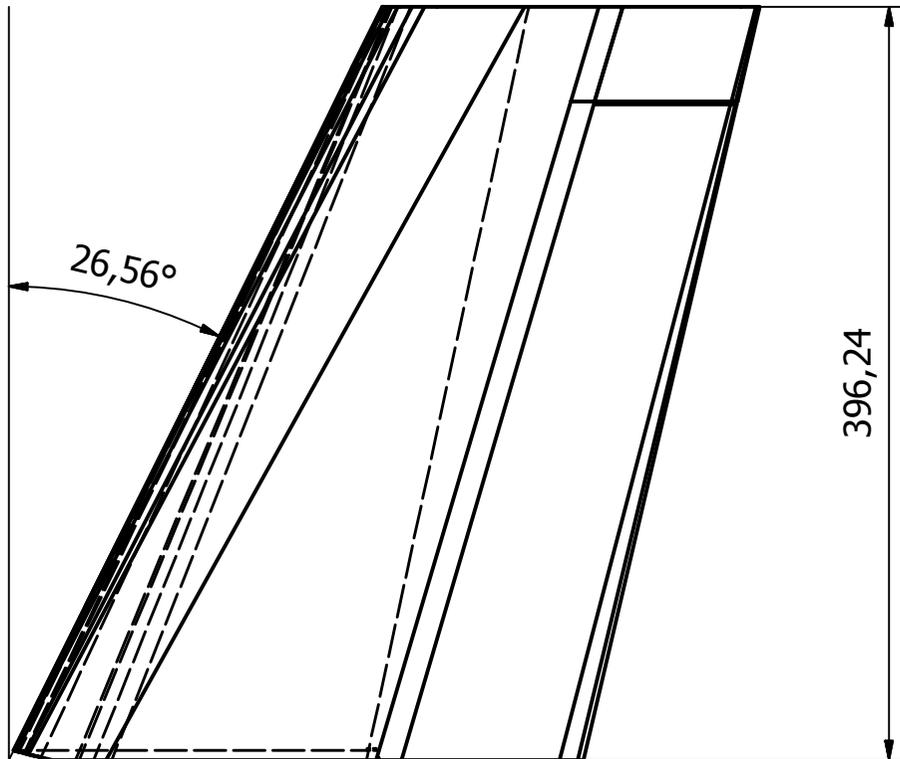
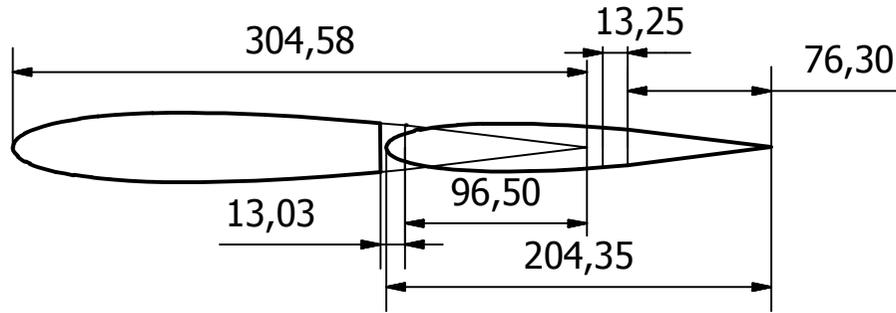
Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:5
USFQ - Galapagos UAV		Horizontal Tail	
		SA-HT1	Material: Poliestireno
		Stock:	1



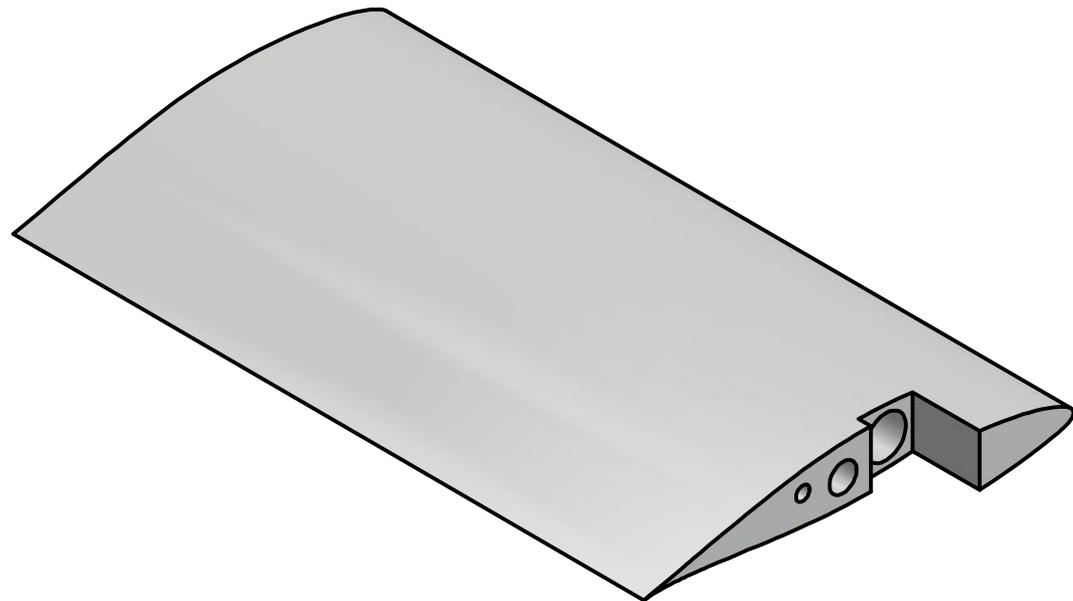
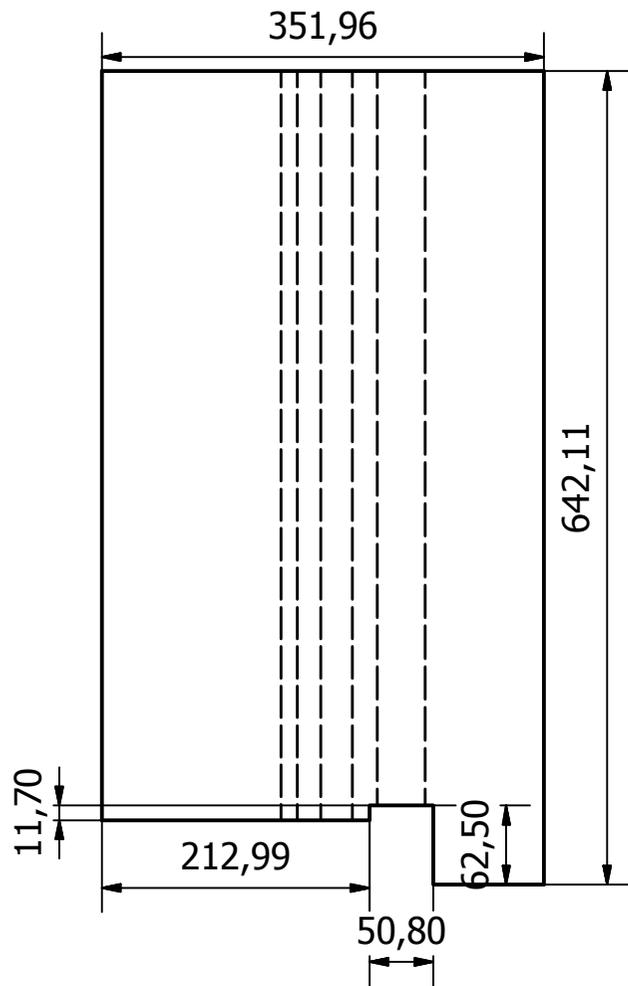
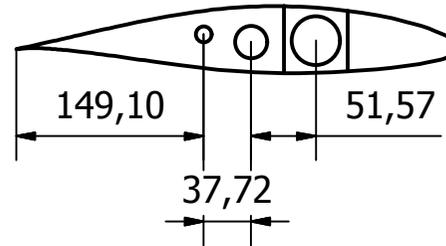
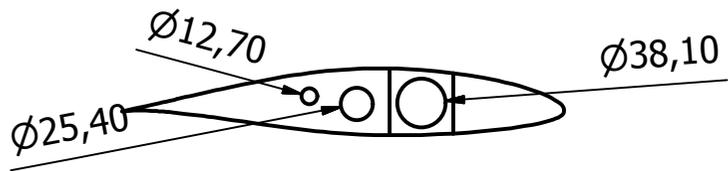
Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:2.5
USFQ - Galapagos UAV		PCP	
EC-CP1		Material: Duralon	Stock: 1



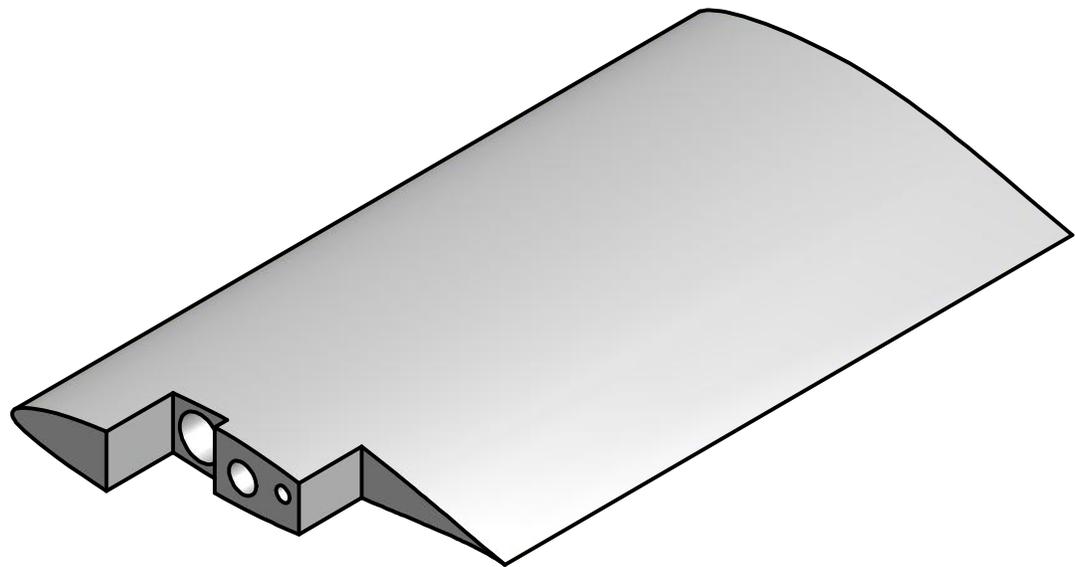
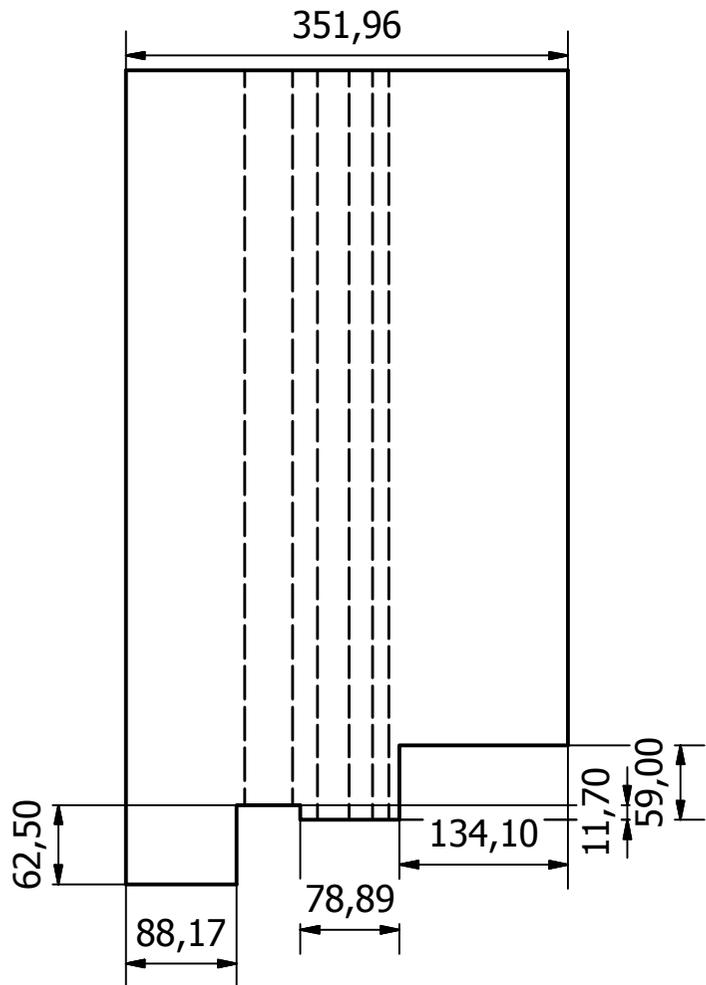
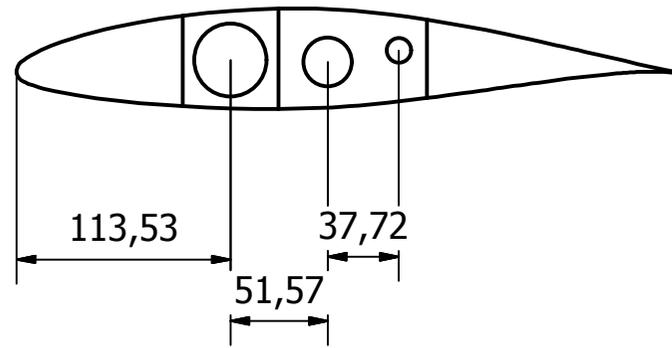
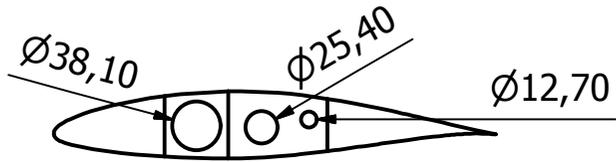
Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:4
USFQ - Galapagos UAV		Tuberia Estructural	
		EC-TB1; EC-TP2; EC-WR2	Material: Aluminio Stock: 5



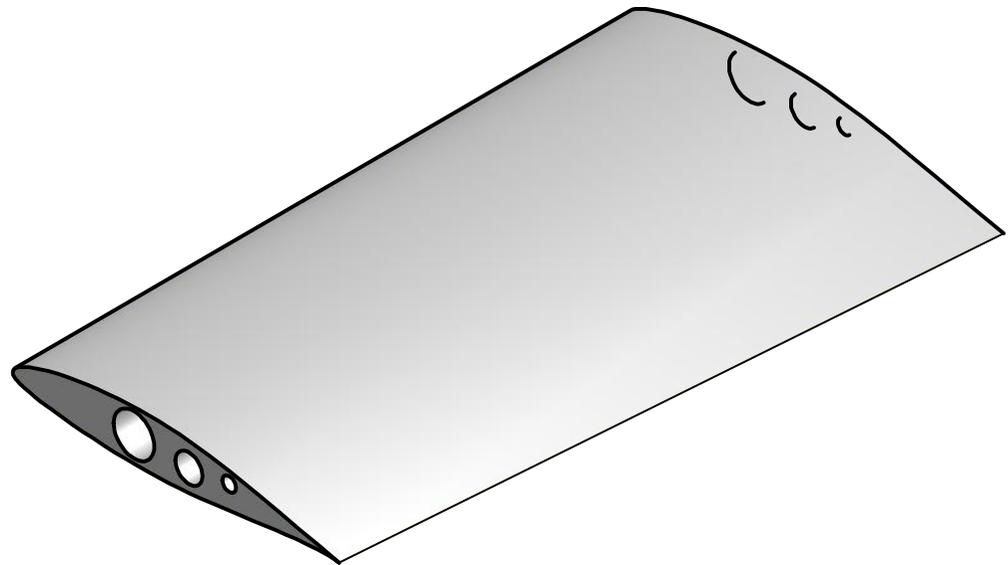
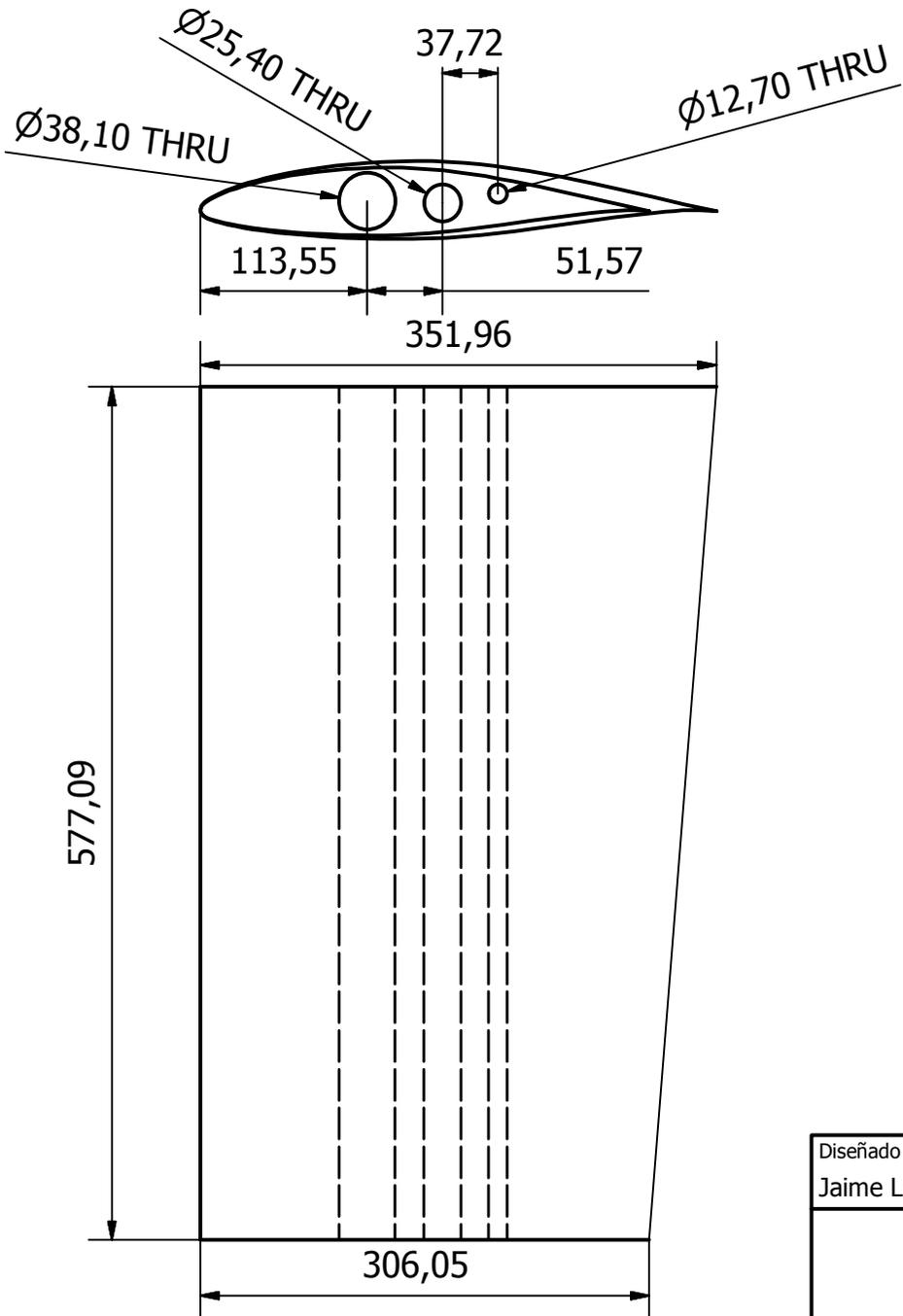
Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:4
USFQ - Galapagos UAV	Vertical Tail		
	SA-VT1	Material: Poliestireno	Stock: 1



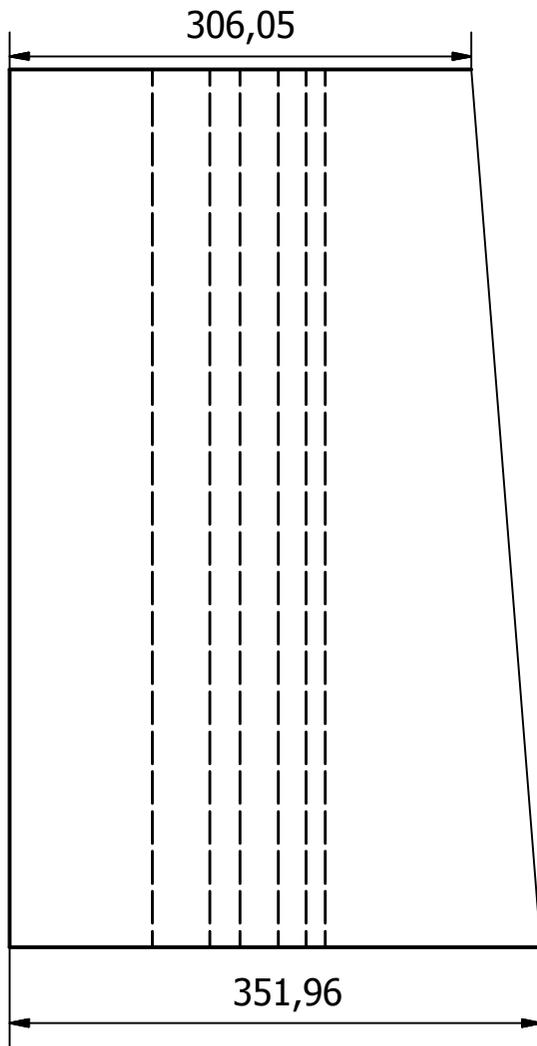
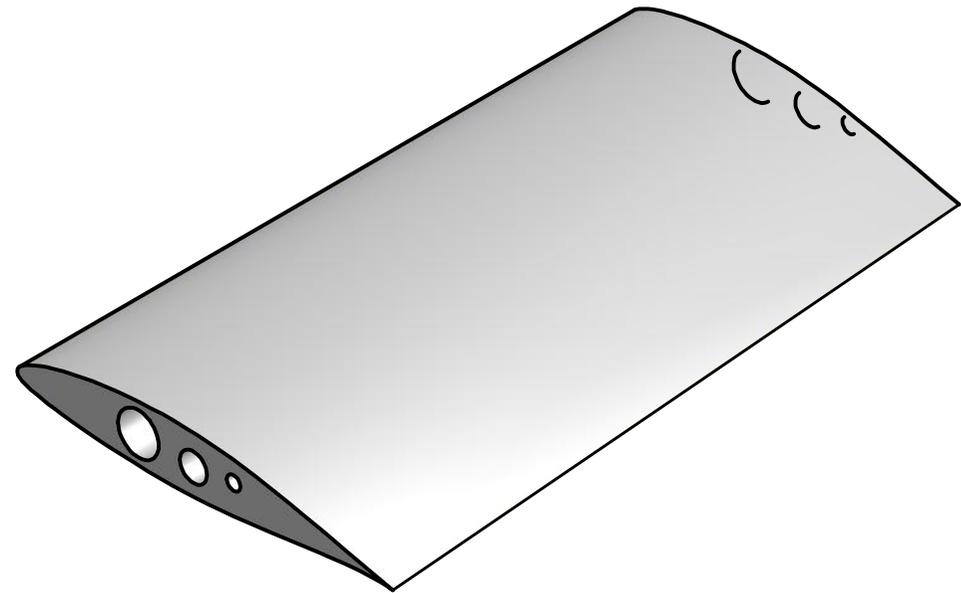
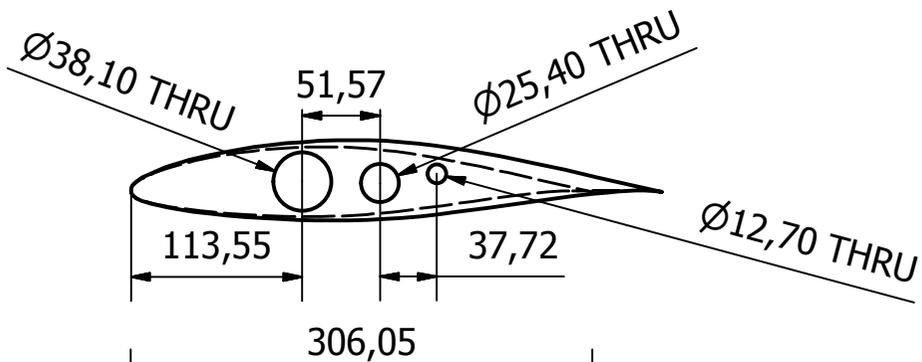
Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:6
USFQ - Galapagos UAV	Wing Rib 1 Left		
	SA-CW1L	Material: Poliestireno	Stock: 1



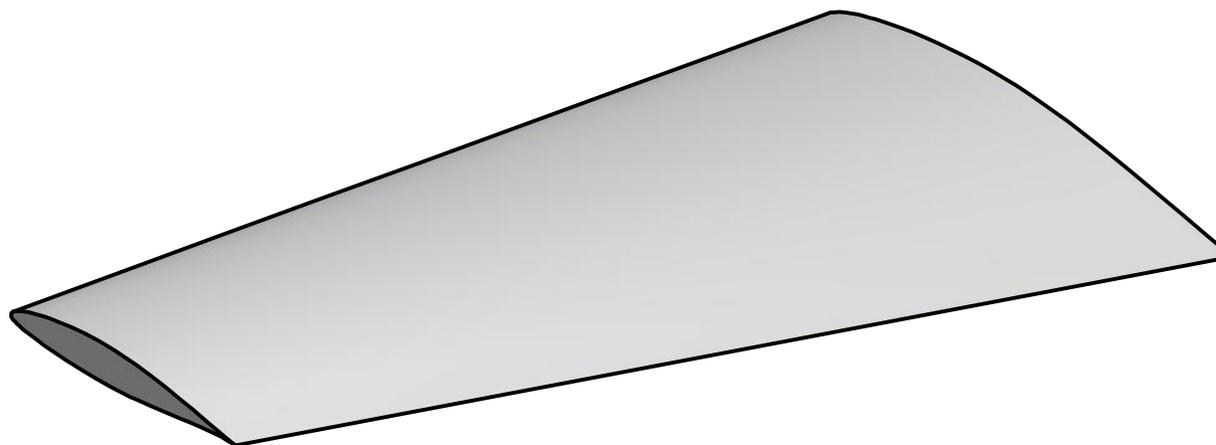
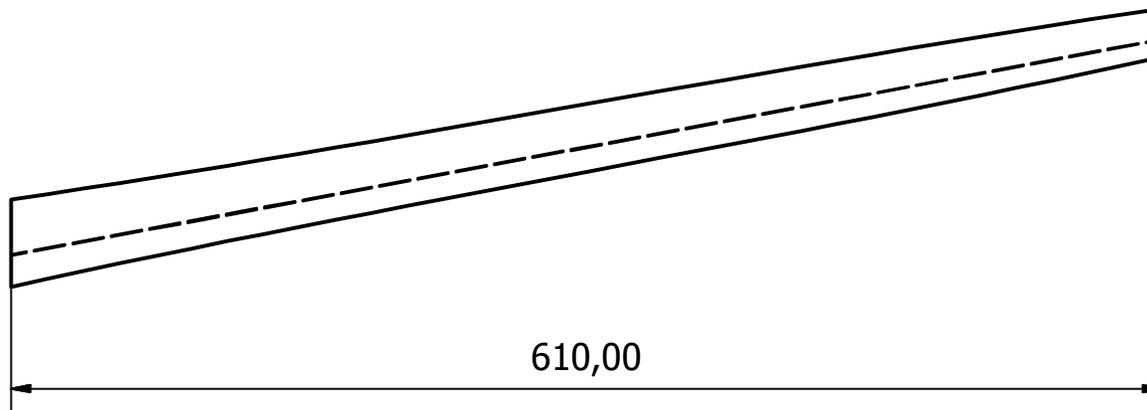
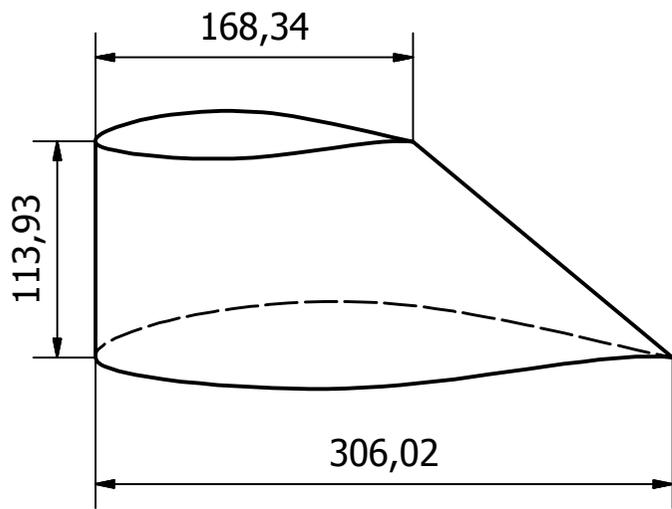
Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:6
USFQ - Galapagos UAV	Wing Rib 1 Right		
	SA-CW1R	Material: Poliestireno	Stock: 1



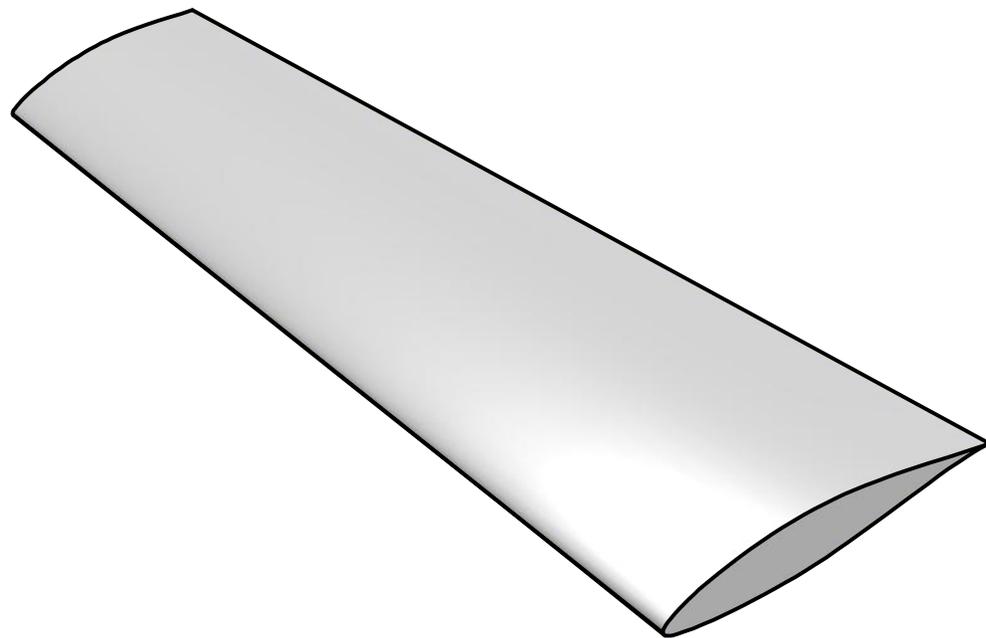
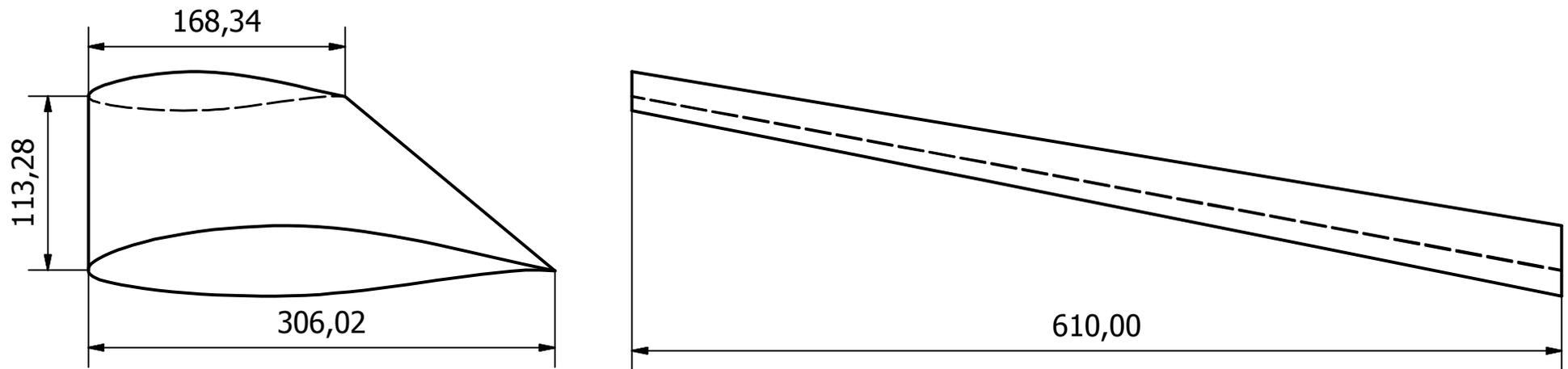
Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:5
USFQ - Galapagos UAV		Wing Rib 2 Left	
		SA-CW2L	Material: Poliestireno



Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:5
USFQ - Galapagos UAV		Wing Rib 2 Left	
		SA-CW2R	Material: Poliestireno



Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:4
USFQ - Galapagos UAV	Wing Rib 3 Left		
	SA-CW3L	Material: Poliestireno	Stock: 1



Diseñado por: Jaime Lopez	Aprobado por: Pedro Meneses	Fecha: 14/05/2012	Escala: 1:4
USFQ - Galapagos UAV		Wing Rib 3 Right	
		SA-CW3R	Material: Poliestireno
		Stock: 1	