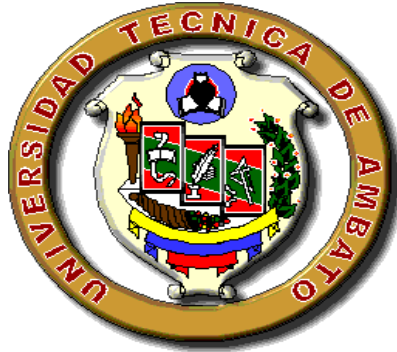


**UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO**  
**FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA**  
**CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**



TRABAJO ESTRUCTURADO DE MANERA INDEPENDIENTE

**TEMA:**

---

**“ESTUDIO DE POLÍMEROS HÍBRIDOS ESTRATIFICADOS DE  
MATRÍZ EPÓXICA REFORZADA CON TEJIDO MIXTO ELABORADO  
CON FIBRAS DE CARBONO Y KEVLAR Y SU INCIDENCIA EN LAS  
PROPIEDADES MECÁNICAS DE PARTES EXTERNAS DE AUTOS”**

---

**AUTOR: LUDWIN DANIEL NÚÑEZ BARRIGA**

**AMBATO – ECUADOR**

**2014**

## **CERTIFICACIÓN**

En mi calidad de Tutor de la presente Tesis de grado, con el tema: “ESTUDIO DE POLÍMEROS HÍBRIDOS ESTRATIFICADOS DE MATRÍZ EPÓXICA REFORZADA CON TEJIDO MIXTO ELABORADO CON FIBRAS DE CARBONO Y KEVLAR Y SU INCIDENCIA EN LAS PROPIEDADES MECÁNICAS DE PARTES EXTERNAS DE AUTOS”, desarrollado por el señor Ludwin Daniel Núñez Barriga egresado de la Facultad de Ingeniería Mecánica, certifico que el presente trabajo de investigación es original de su autor y cumple con todos los requerimientos tanto científicos como técnicos establecidos en el reglamento interno de la Universidad.

Ambato, Junio del 2014

---

**Ing. Gonzalo López**

**TUTOR DE TESIS**

## **AUTORÍA DE LA INVESTIGACIÓN**

Las opiniones, comentarios y críticas presentes en el trabajo de investigación que lleva por tema “Estudio de Polímeros Híbridos Estratificados de Matriz Epóxica Reforzada con Tejido Mixto Elaborado con Fibras de Carbono y Kevlar y su Incidencia en las Propiedades Mecánicas de Partes Externas de Autos” es de responsabilidad exclusiva del Egresado Ludwin Daniel Núñez Barriga como investigador.

---

Egdo. Ludwin Daniel Núñez B.

C.I. 1804511481

## **DEDICATORIA**

*A mi Madre que siempre ha estado a mi lado, que con su cariño, bondad y paciencia me ha dado la oportunidad de vivir y ser quien soy. Es por esto que quiero agradecer y decir que esta tesis lleva mucho de ella.*



## **AGRADECIMIENTOS**

*Al Ingeniero Gonzalo López por su apoyo en el transcurso de esta etapa, a los docentes de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica que han sido una guía y un gran ejemplo. A las personas que siempre me ayudaron, mis padres, mis tíos y mis hermanos. Y a las personas que han colocado obstáculos en mi vida también, porque así pude ser cada vez mejor.*

## ÍNDICE

<b>CAPITULO I.....</b>	<b>16</b>
<b>EL PROBLEMA .....</b>	<b>16</b>
1.1 TEMA DE INVESTIGACIÓN.....	16
1.2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	16
1.2.1 CONTEXTUALIZACIÓN.....	16
1.2.2 ANÁLISIS CRÍTICO.....	18
1.2.3 PROGNOSIS.....	19
1.2.4 FORMULACIÓN DEL PROBLEMA.....	19
1.2.5 INTERROGANTES.....	19
1.2.6 DELIMITACIÓN DEL PROBLEMA.....	19
1.3 JUSTIFICACIÓN .....	20
1.4 OBJETIVOS .....	21
1.4.1 OBJETIVO GENERAL.....	21
1.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	21
<b>CAPÍTULO II.....</b>	<b>23</b>
<b>MARCO TEÓRICO .....</b>	<b>23</b>
2.1. ANTECEDENTES INVESTIGATIVOS .....	23
2.2. FUNDAMENTACIÓN FILOSÓFICA.....	25
2.3 FUNDAMENTACIÓN LEGAL.....	25
2.4. CATEGORÍAS FUNDAMENTALES .....	26
2.4.1 CIENCIA E INGENIERÍA DE MATERIALES .....	26
2.4.2 MATERIALES HÍBRIDOS.....	28
2.4.3 POLÍMEROS COMPUESTOS.....	32
2.4.4 POLÍMEROS REFORZADOS CON FIBRAS DE CARBONO/KEVLAR.....	39
2.4.5 PROPIEDADES MECÁNICAS DE LA FIBRA DE CARBONO.....	45
2.4.6 PROPIEDADES MECÁNICAS DEL KEVLAR 49 (1140) .....	46
2.4.7 ENSAYO DE MATERIALES .....	47
2.5 HIPÓTESIS.....	51
2.6 UNIDADES DE OBSERVACIÓN O DE ANÁLISIS .....	51

2.6.1 SEÑALAMIENTO DE LAS VARIABLES .....	51
<b>CAPITULO III.....</b>	<b>52</b>
<b>METODOLOGÍA .....</b>	<b>52</b>
3.1 ENFOQUE .....	52
3.2 MODALIDAD Y TIPO DE INVESTIGACIÓN .....	52
3.2.1 MODALIDAD .....	52
3.2.2 TIPO.....	52
3.3 POBLACIÓN Y MUESTRA.....	53
3.3.1 POBLACIÓN .....	53
3.3.2 MUESTRA.....	53
3.4 OPERACIONALIZACIÓN DE VARIABLES .....	54
3.4.1 VARIABLE INDEPENDIENTE .....	54
3.4.2 VARIABLE DEPENDIENTE .....	55
3.5 PLAN DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN .....	56
3.6 PROCESAMIENTO Y ANÁLISIS DE LA INFORMACIÓN .....	56
<b>CAPITULO IV .....</b>	<b>57</b>
<b>ANÁLISIS E INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS.....</b>	<b>57</b>
4.1 ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS.....	57
4.1.1 DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES DE LOS COMPONENTES DEL MATERIAL HÍBRIDO.....	59
4.1.2 FRACCIÓN VOLUMETRICA. ....	59
4.1.3 ELABORACIÓN DE PROBETAS PARA ENSAYOS. ....	66
4.1.4 ANÁLISIS VISUAL.....	76
4.1.5 DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES DEL MATERIAL COMPUESTO.....	78
4.2 INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS. ....	107
4.3 VERIFICACIÓN DE LA HIPÓTESIS.....	117
<b>CAPITULO V.....</b>	<b>119</b>
<b>CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....</b>	<b>119</b>
5.1 CONCLUSIONES .....	119
5.2 RECOMENDACIONES .....	120

<b>CAPITULO VI</b> .....	<b>121</b>
<b>PROPUESTA</b> .....	<b>121</b>
6.1 DATOS INFORMATIVOS .....	121
6.2 ANTECEDENTES DE LA PROPUESTA .....	122
6.3 JUSTIFICACIÓN .....	122
6.4 OBJETIVOS .....	123
6.4.1 OBJETIVO GENERAL .....	123
6.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS .....	123
6.5 ANÁLISIS DE FACTIBILIDAD .....	12
6.6 FUNDAMENTACIÓN .....	124
6.6.1 CONCEPTOS BÁSICOS.....	124
6.6.2 SELECCIÓN DEL ELEMENTO .....	125
6.6.3 DISEÑO DEL PROTECTOR DE CARTER.....	125
6.6.4 PARÁMETROS A CONSIDERAR .....	126
6.6.5 CÁLCULOS MEDIANTE FÓRMULAS .....	129
6.6.6 ELABORACIÓN DEL MOLDE O MATRIZ.....	132
6.6.7 COSTO POR PIEZA OBTENIDA .....	135
6.6.8 ANÁLISIS DE CARGAS .....	137
6.6.9 MODELADO EN SOFTWARE .....	141
6.7 METODOLOGÍA DE FABRICACIÓN.....	152
6.7.1 DIAGRAMA DE PROCESOS .....	153
6.7.2 CURSOGRAMA ANALÍTICO DE PROCESOS .....	154
6.7.3 SECUENCIA PARA LA ELABORACIÓN DEL PROYECTO.....	154
6.8 ADMINISTRACIÓN .....	162
6.8.1 VALORACIÓN ECONÓMICA DEL PROYECTO .....	162
6.9 PREVISIÓN DE LA EVALUACIÓN .....	164
<b>BIBLIOGRAFÍA</b> .....	<b>166</b>
<b>ANEXOS</b> .....	<b>168</b>

## ÍNDICE DE ANEXOS

Anexo 1: Ficha Técnica resina epóxica.....	169
Anexo 2: Ficha Técnica tejido híbrido.....	171
Anexo 3: Ficha Técnica tejido fibra de carbono.....	173
Anexo 4: FiGuía de elaboración de Compuestos.....	175
Anexo 5: Norma ASTM D3039.....	179
Anexo 6: Norma ASTM D7264.....	189
Anexo 7: Norma ASTM D5628.....	197
Anexo 8: Informe Técnico Ensayo de Impacto.....	207
Anexo 9: Plano Molde.....	209
Anexo 10: Plano Protector de Carter.....	210

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1: Categorías Fundamentales.....	26
Figura 2: La utilización del conocimiento combinado de los materiales a partir de la ciencia de materiales y de la ingeniería de materiales capacita a los ingenieros para convertir los materiales en productos requeridos por la sociedad. ....	28
Figura 3: Diagrama de Venn que muestra los tres tipos de materiales básicos más los compuestos.....	28
Figura 4: Diferentes Materiales Compuestos de Ingeniería. ....	30
Figura 5: Representación esquemática de varias características geométricas y espaciales de partículas en fase dispersa que influyen en las propiedades de los compuestos. a.) Concentración; b.) Tamaño; c.) Forma; d.) Distribución y e.) Orientación.....	31
Figura 6: Las fibras de carbono son cuatro veces más flexibles que las mejores aleaciones de acero y pesan una cuarta parte.....	35
Figura 7: Entre 5 y 10 micras mide un filamento de carbono, cinco veces más delgado. ....	35
Figura 8: Tejido de Kevlar 49 tejido especial para aviación.....	39
Figura 9: Grandes fabricantes utilizan modernas técnicas para	

polimerizar la FC en lámina. También es posible hacer el proceso manual, con brocha, espátula o pistola, incluso curarla a temperatura ambiente.....	41
Figura 10: La fibra de grafito cristaliza en el sistema hexagonal, el panal de abeja. La mayoría de las fibras no son de grafito sino de carbono, obtenidas a menor temperatura. ....	43
Figura 11: Simulación de un fragmento de kevlar sometido a impacto una bala..	46
Figura 12: Máquina Universal.....	48
Figura 13: Configuración de carga a flexión en tres puntos utilizada (ASTM D7264/D7264M – 07) .....	49
Figura 14 Máquina para ensayos de impacto. ....	51
Figura 15. Efecto del proceso de curado en un laminado.....	60
Figura 16. Definición de los esfuerzos que actúan sobre el laminado.....	61
Figura 17. Distribución de tensiones y deformaciones en un laminado simétrico sometido a cargas en su plano.....	61
Figura 18. Laminado cuasi-isótropo.....	62
Figura 19. Evaluación de la fracción volumétrica del tejido híbrido.....	65
Figura 20. Evaluación de la fracción volumétrica del tejido de fibra de carbono...66	
Figura 21. Diagrama Esfuerzo vs Deformación T-CK.....	91
Figura 22. Diagrama Esfuerzo vs Deformación T-CK/C.....	92
Figura 23. Diagrama Esfuerzo vs Deformación combinado.....	94
Figura 24. Procedimiento B para ensayo de polímeros reforzados según Norma ASTM D7264.....	95
Figura 25. Protector de Carter Honda Civic EK4 cód. AC1305.....	126
Figura 26. Esquema Protector de Carter Honda Civic EK4 .....	127
Figura 27. Dimensiones del corte de tejido .....	130
Figura 28. Análisis de Cargas .....	138

## ÍNDICE DE GRÁFICOS

Gráfico 1. Tejido de refuerzo 100% tejido mixto (Carbono & kevlar) .....	64
Gráfico 2. Tejido de refuerzo 50% tejido mixto & 50% fibra de carbono.....	64

Gráfico 3. Trazado de medidas en el tejido.....	69
Gráfico 4. Corte del tejido .....	70
Gráfico 5. Clasificación de los cortes.....	70
Gráfico 6. Obtención del molde .....	71
Gráfico 7. Aplicación de cera en el molde .....	71
Gráfico 8. Preparación de la mezcla .....	74
Gráfico 9. Estratificación manual.....	74
Gráfico 10. Empacado al vacío.....	75
Gráfico 11. Matrices del material compuesto.....	76
Gráfico 12. Probetas obtenidas mediante corte.....	76
Gráfico 13. Medición de probeta.....	79
Gráfico 14. Pesaje de probetas .....	80
Gráfico 15. Probeta de fibra de carbono/kevlar preparada para ensayar a tracción.....	83
Gráfico 16. Probeta colocada en la Máquina Universal.....	84
Gráfico 17. Medidor de deformación colocado en la Probeta de fibra de carbono/kevlar previo al ensayo de tracción.....	84
Gráfico 18. Probeta de fibra de carbono/kevlar lista para el ensayo a flexión.....	96
Gráfico 19. Acople milimétrico.....	97
Gráfico 20. Desarrollo del ensayo a flexión. ....	98
Gráfico 21. Probeta para el ensayo a impacto.....	101
Gráfico 22. Croquis de la probeta de ensayo a tracción simulada en software...	108
Gráfico 23. Selección de superficie plana al elemento. ....	109
Gráfico 24. Aplicación del estudio estático. ....	109
Gráfico 25. Definición de las características del material compuesto. ....	110
Gráfico 26. Propiedades del material compuesto. ....	111
Gráfico 27. Fijado del elemento. ....	111
Gráfico 28. Cara del elemento fijada. ....	112
Gráfico 29. Aplicación de fuerza. ....	113
Gráfico 30. Fuerza de tracción aplicada. ....	113
Gráfico 31. Mallado del elemento. ....	114
Gráfico 32. Análisis de tensiones de Von Mises en el material. ....	115

Gráfico 33. Análisis de deformaciones en el material. ....	115
Gráfico 34. Análisis de deformación unitaria en el ensayo.....	116
Gráfico 35. Trazado de medidas en lámina de acero.....	132
Gráfico 36. Cote de tol de acero galvanizado.....	133
Gráfico 37. Cote diagonal de tol de acero galvanizado.....	133
Gráfico 38. Doblado de lámina de acero galvanizado.....	134
Gráfico 39. Molde de protector de cárter elaborado en acero galvanizado.....	134
Gráfico 40. Modelo computacional.....	134
Gráfico 41. Selección del tipo de estudio.....	142
Gráfico 42. Detalle de las superficies del elemento.....	142
Gráfico 43. Definición del elemento.....	144
Gráfico 44. Detalle de propiedades del nuevo material.....	145
Gráfico 45. Aplicación del material a las superficies.....	145
Gráfico 46. Edición de las características visuales del elemento.....	145
Gráfico 47. Sujeción del elemento.....	146
Gráfico 48. Elemento fijado.....	146
Gráfico 49. Aplicación de la carga.....	147
Gráfico 50. Sujeciones y fuerzas aplicadas.....	149
Gráfico 51. Sujeciones y fuerzas aplicadas.....	149
Gráfico 52. Mallado Fino del elemento.....	150
Gráfico 53. Análisis de tensiones de Von Mises en el elemento. ....	150
Gráfico 54. Análisis de desplazamientos en el elemento. ....	151
Gráfico 55. Análisis de deformaciones unitarias en el elemento. ....	151
Gráfico 56. Delineamiento y corte del tejido mixto carbono/kevlar.....	155
Gráfico 57. Aplicación de sustancias desmoldantes.....	156
Gráfico 58. Preparación de la resina epóxica.....	157
Gráfico 59. Selección y configuración de capas de tejido carbono/kevlar.....	157
Gráfico 60. Colocación de capas de tejido carbono/kevlar .....	158
Gráfico 61. Estratificación manual de resina epóxica.....	158
Gráfico 62. Estratificación manual de resina epóxica.....	159
Gráfico 63. Retiro de exceso de resina.....	159
Gráfico 64. Colocación de 8 capas de tejido carbono/kevlar.....	160



Gráfico 65. Empacado al Vacío.....	161
Gráfico 64. Protector terminado.....	162

## ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1: Polímeros de condensación de uso frecuente. ....	32
Tabla 2: Clasificación de resinas termoestables en función de la temperatura. .	34
Tabla 3: Propiedades y aplicaciones de las fibras de carbono. ....	36
Tabla 4: Comparación entre fibra de carbono y acero. ....	42
Tabla 5: Características e imágenes de los tejidos más comunes. ....	44
Tabla 6: Operacionalización de la variable independiente.....	54
Tabla 7: Operacionalización de la variable dependiente.....	55
Tabla 8. Dimensionamiento de probetas para cada uno de los ensayos. ....	68
Tabla 9: Evaluación visual del material compuesto. ....	77
Tabla 10: Medición de probetas para ensayos. ....	79
Tabla 11: Pesos de cada una de las probetas de tracción, flexión e impacto. ....	80
Tabla 12: Cálculo de la densidad de probetas para cada uno de los ensayos.....	81
Tabla 13: Características Máquina Universal TINIUS OLSEN.....	82
Tabla 14: Dimensiones de las probetas para los ensayos de tracción estática del material compuesto. ....	83
Tabla 15: Detalle de la elongación de probetas en función de la carga aplicada en el ensayo de tracción. ....	85
Tabla 16: Detalle de la elongación de probetas en función de la carga aplicada en el ensayo de tracción T-CK. ....	85
Tabla 17: Detalle de la elongación de probetas en función de la carga aplicada en el ensayo de tracción T-CK/C. ....	85
Tabla 18: Esfuerzo máximo a tracción.....	86
Tabla 19: Elongación y Porcentaje de deformación.....	87
Tabla 20: Módulo de Elasticidad probetas T-CK .....	88
Tabla 21: Módulo de Elasticidad probetas T-CK/C .....	89

Tabla 22: Evaluación de resultados obtenidos probetas TCK. ....	89
Tabla 23: Análisis visual de probetas ensayadas a tracción TCK. ....	90
Tabla 24: Evaluación de resultados obtenidos probetas TCK/C. ....	91
Tabla 25: Análisis visual de probetas ensayadas a tracción TCK/C. ....	92
Tabla 26: Análisis de resultados de las probetas TCK & TCK/C ensayadas a tracción. ....	93
Tabla 27: Dimensiones de las probetas para los ensayos de flexión estática.....	96
Tabla 28: Resultados de la carga máxima registrada .....	98
Tabla 29: Cálculo esfuerzo máximo a flexión.....	99
Tabla 30: Análisis estadístico de resultados.....	99
Tabla 31: Análisis visual de probetas sometidas a ensayo de flexión.....	100
Tabla 32: Dimensiones de las probetas para los ensayos de impacto del laminado a ensayar. ....	101
Tabla 33: Evaluación de resultados de ensayo de Impacto en las probetas.....	102
Tabla 34: Resultados ensayo de Impacto.....	103
Tabla 35: Determinación de Energía de Impacto a la que falla el material.....	104
Tabla 36: Cálculo del promedio y desviación estándar de los resultados.....	105
Tabla 37: Análisis visual de probetas sometidas a impacto Izod.....	106
Tabla 38: Resumen general de resultados obtenidos de probetas T-CK.....	107
Tabla 39: Resultados del análisis computacional.....	116
Tabla 40: Comparación de Resultados.....	118
Tabla 41: Propiedades material híbrido Carbono/Kevlar.....	129
Tabla 42: Detalle de costos de materia prima.....	135
Tabla 43: Detalle de costos de mano de obra.....	136
Tabla 44: Costo total por elemento obtenido .....	137
Tabla 45: Resultados del análisis computacional.....	152
Tabla 46: Cursograma analítico de Proceso.....	154
Tabla 47: Análisis de costos directos.....	163
Tabla 48: Análisis de costos indirectos .....	164
Tabla 42: Análisis del costo total del proyecto.....	164

**UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO**  
**FACULTA DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA**  
**CARRERA INGENIERÍA MECÁNICA**

**“ESTUDIO DE POLÍMEROS HÍBRIDOS ESTRATIFICADOS DE  
MATRÍZ EPÓXICA REFORZADA CON TEJIDO MIXTO ELABORADO  
CON FIBRAS DE CARBONO Y KEVLAR Y SU INCIDENCIA EN LAS  
PROPIEDADES MECÁNICAS DE PARTES EXTERNAS DE AUTOS”**

**Autor:** Ludwin Daniel Núñez Barriga

**Tutor:** Ing. Gonzalo López

**RESUMEN**

Los materiales compuestos son de gran importancia en la elaboración de diferentes elementos en muchos campos industriales, es por esto que se consideró como necesaria la investigación de un material híbrido elaborado a partir de fibra de carbono combinada con kevlar dentro de una matriz de resina epóxica que fue fabricado mediante un proceso específico de obtención de materiales compuestos.

En el desarrollo del estudio el nuevo material fue sometido a tres diferentes ensayos, específicamente a tracción flexión e impacto; que fueron necesarios para determinar propiedades del material requeridas en partes externas de autos; obteniendo como resultado altos valores de resistencia en cada una de las pruebas.

Dentro de la investigación se realiza un análisis computacional para validar resultados, además se tiene como propuesta la elaboración de un componente de carrocería que cumpla con las necesidades del elemento, las mismas que cubre el material objeto de estudio. Por otra parte también se establece un proceso detallado para la elaboración de materiales compuestos con fibras sintéticas.

**Descriptor:** Fibras Sintéticas, Material Híbrido, Resina Epóxica.

**AMBATO TECHNICAL UNIVERSITY**  
**FACULTY OF CIVIL ENGINEERING AND MECHANICS**  
**MECHANICAL ENGINEERING CAREER**

**“STUDY OF HYBRID POLYMERS STRATIFIED OF EPOXI  
COUNTERFOIL REINFORCED WITH MIXED FABRIC ELABORATED  
WITH CARBON FIBERS AND KEVLAR AND THIS INCIDENT IN THE  
MECHANICAL PROPERTIES OF EXTERNAL PARTS OF CARS”**

**Author:** Ludwin Daniel Núñez Barriga

**Advisor:** Ing. Gonzalo López

**SUMMARY**

The compound materials perform great importance in the production of different elements in many industrial fields, it is for this that one considered to be like necessary the investigation of a hybrid material elaborated from carbon fiber combined with kevlar inside a counterfoil of resin epoxy that was made by means of a specific process of obtaining of compound materials.

In the development of the study the new material was submitted to three different tests, specifically to traction flexion and impact; that were necessary to determine properties of the material needed in external parts of cars; resulting in high strength values in each of the tests.

Inside the investigation a computational analysis is realized to validate results, in addition there is had as offer the production of a composite of auto body that expires with the needs of the element, the same ones that covers the material object of study. On the other hand also there is established a process detailed for the production of materials composed with synthetic fibers.

**Keywords:** Synthetic Fibers, Hibrid Material, Epoxi Resin.

## **CAPÍTULO I**

### **EL PROBLEMA**

#### **1.1 TEMA DE INVESTIGACIÓN.**

“ESTUDIO DE POLÍMEROS HÍBRIDOS ESTRATIFICADOS DE MATRÍZ EPÓXICA REFORZADA CON TEJIDO MIXTO ELABORADO CON FIBRAS DE CARBONO Y KEVLAR Y SU INCIDENCIA EN LAS PROPIEDADES MECÁNICAS DE PARTES EXTERNAS DE AUTOS”

#### **1.2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.**

##### **1.2.1 CONTEXTUALIZACIÓN.**

En la actualidad el desarrollo mundial sigue marcado por la necesidad de reducir el consumo de energía, lo que aumenta cada vez más la demanda de materiales más resistentes y duraderos, independientemente de su campo de aplicación y son fundamentalmente los materiales compuestos y específicamente los reforzados con fibras, los que están dando respuesta a estas necesidades.

En la actualidad la fibra de carbono es especialmente uno de los materiales con mejores propiedades; se desarrolló inicialmente para la industria espacial, pero ahora, al bajar de precio se ha extendido a otros campos como: la industria del transporte, aeronáutica, al deporte de alta competición, etc. En cuanto al costo, la fibra de carbono es un material que tiene un precio elevado con relación a otras fibras similares, pero en compensación la fibra de carbono tiene cualidades sorprendentes porque ofrece amplias ventajas con relación a productos competidores, aportando numerosas cualidades funcionales, en especial por su

ligereza y resistencia mecánica, debido a que presenta un módulo de ruptura similar al del acero, sin embargo es 75 % más ligero. Además son cada vez más utilizadas en diferentes aplicaciones, desde muy básicas hasta avanzadas debido a la posibilidad de que pueden ser empleadas como material de refuerzo.

En cuanto a la fibra de kevlar es un polímero totalmente aromático, infusible, que puede describirse estrictamente como nylon. Sólo se fabrica como fibra mediante una fricción en solución, tiene una estabilidad y resistencia térmicas muy altas. Se utilizan ampliamente en los componentes más ligeros que los realizados a base de fibra de carbono. Sus propiedades mecánicas suelen ser inferiores y su coeficiente específico de tracción es alto y cercano al de los componentes de fibra de carbono pero su resistencia al impacto es mayor a pesar de que módulo de compresión es bastante débil. Además la fibra de kevlar gracias a que es altamente resistente al impacto es aplicada en ropa de protección, chalecos antibalas, productos sometidos a altas fricciones, materiales sometidos a impacto, entre otros.

La necesidad de implementar nuevos materiales con características mejoradas a nivel industrial, ha provocado el requerimiento de nuevos materiales que sean capaces de trabajar bajo fuertes condiciones de esfuerzo. De acuerdo con estudios anteriores, los materiales compuestos son el resultado de una mezcla de dos o más materiales diferentes con el propósito de obtener uno solo de características mejoradas para ser utilizados en procesos de fabricación de diferentes elementos mecánicos. De esta manera algunos de los materiales fabricados han sido estudiados en lo referente a sus propiedades mecánicas y físicas, así como también en lo relacionado a sus procesos de producción. Una combinación que amerita ser estudiada es aquella que emplea una resina epóxica reforzada con un textil híbrido fabricado a partir de fibras de carbono y kevlar, partiendo de esto se puede obtener un material compuesto el cual es ligero, dúctil y al mismo tiempo resistente a esfuerzos mecánicos como son tracción, flexión y esencialmente al impacto.

En cuanto a su resistencia mecánica y degradación química, las resinas epóxicas; son los elementos de mayor desempeño que se han comprobado hasta el momento. Estas características le han permitido ser empleadas como componentes

de alto rendimiento dentro de la industria en general.

Desde hace varios años la industria en el Ecuador ha tenido un crecimiento sustancial en cuanto a producción se refiere; para cubrir la demanda nacional y procurando intervenir en el mercado internacional es necesario adentrarse en los últimos adelantos en la tecnología de materiales, esencialmente en los materiales compuestos para fabricación de elementos que presenten buenas propiedades mecánicas y con la cualidad de ligereza, como es el método de producción de materiales compuestos híbridos de resina epóxica reforzados con fibras de carbono y kevlar que no se encuentra expuesto hasta el momento a nivel industrial en nuestra región.

En el centro del país las investigaciones sobre materiales compuestos de resinas y fibras como el carbono y kevlar son limitadas, es por esto que la presente investigación se hace con el propósito de involucrarnos en las nuevas tendencias de construcción y aplicarlas para un nuevo material híbrido; en parte se debe a que la producción de partes elaboradas en polímeros reforzados dentro de la provincia de Tungurahua es de gran importancia, de aquí nace la obligación de dotar de elementos que proporcionen un valor agregado de mucha importancia a los productos finales en los diferentes sectores industriales y así establecer una ruta de procesamiento y caracterización de materiales compuestos resultantes de la combinación de una resina epóxica con porcentajes de fibras de carbono y kevlar.

### **1.2.2 ANÁLISIS CRÍTICO**

El estudio está enfocado a determinar las cualidades que ofrecerán los materiales manufacturados específicamente de la combinación de resina epóxica reforzados con un textil mixto compuesto de fibras de carbono y kevlar que están sometidos a diferentes esfuerzos. Las propiedades en las cuales se enfoca nuestro estudio son principalmente las propiedades mecánicas de tracción, flexión e impacto al ser estas las que más caracterizan a los materiales que son utilizados como componentes principales en creación de partes externas de vehículos.

Debido a que en nuestra provincia los compuestos de resina poliéster y fibra de vidrio son un elemento importante en la construcción de partes de carrocerías, es necesario brindar conocimiento sobre una alternativa de un material híbrido con

mayores propiedades mecánicas. Sin embargo la construcción de piezas y elementos de refuerzo fabricadas específicamente de éste material es relativamente nueva en nuestro país, por esta razón se buscará obtener datos y antecedentes en otras aplicaciones y de polímeros compuestos de forma semejante.

### **1.2.3 PROGNOSIS**

Es de gran importancia la realización del estudio para determinar algunas propiedades de un nuevo material híbrido, esto se debe a que esta combinación es poco común, además de que las fibras de carbono y kevlar son materiales muy utilizados y con óptimas prestaciones que se ha comprobado hasta la actualidad y han sido utilizadas durante años. Por otra parte el desconocimiento de esto conducirá a la permanente utilización de los materiales convencionales que son propensos a daños y mantendrá a la industria en una desventaja competitiva y retraso en las técnicas de fabricación con relación a otros países.

### **1.2.4 FORMULACIÓN DEL PROBLEMA**

¿El polímero híbrido conformado por resina epóxica reforzado con tejido mixto compuesto de fibras de carbono y kevlar podrá ser aplicado en la fabricación de partes externas de autos, cumpliendo con las propiedades necesarias?

### **1.2.5 INTERROGANTES**

- ¿Contribuirá el estudio con los datos necesarios para determinar las propiedades mecánicas de tracción, flexión e impacto en el material?
- ¿Cuál será la mejor configuración del tejido para ser aplicada en el material?
- ¿Pueden ser los polímeros híbridos reforzados con tejido mixto elaborado con fibras de carbono y kevlar una buena alternativa?
- ¿Permitirán las normas existentes realizar los ensayos correspondientes a tracción, flexión e impacto del material?

### **1.2.6 DELIMITACIÓN DEL PROBLEMA**

#### **1.2.6.1 DE CONTENIDO**

Los parámetros científicos de investigación están enmarcados dentro del campo



de Ingeniería Mecánica, específicamente dentro de la línea de investigación de Estudio de Problemas Sectoriales, para lo cual se hace referencia a materias fundamentales como Ingeniería de Materiales, Ciencia de los Materiales y Resistencia de Materiales.

#### **1.2.6.2 ESPACIAL**

La presente investigación se realiza en la Ciudad de Ambato perteneciente a la provincia de Tungurahua, dentro de las instalaciones de la Universidad Técnica de Ambato, Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica, específicamente en el Laboratorio de Materiales, campus Huachi; además los ensayos se los realizará en los laboratorios de la Facultad de Ingeniería Mecánica de la Escuela Politécnica Nacional (EPN).

#### **1.2.6.3 TEMPORAL**

La ejecución del estudio se lo realizará durante el periodo establecido entre Diciembre del 2013 hasta Junio del 2014.

### **1.3 JUSTIFICACIÓN**

En nuestro medio gran parte de los elementos que conforman una carrocería, recubrimientos, etc. son fabricados a base de metales como el acero y aluminio, además de otros elementos que están compuestos por polímeros reforzados con fibra de vidrio. Es por eso que en la carrera de Ingeniería Mecánica de la Universidad Técnica de Ambato se pretende implementar un material relativamente nuevo para este tipo de aplicaciones, específicamente para las aplicaciones antes descritas, por ser un compuesto más ligero que el acero, con resistencia semejante, inmune a la corrosión, que puede adoptar diversas formas y adaptarse a las necesidades de múltiples sectores, el elemento al que nos referimos es un polímero reforzado con fibras de carbono y kevlar; a pesar de que presenta un costo un tanto elevado con relación a otros materiales, tiene una combinación de características y propiedades que compensan su precio y la convierten en la mejor opción para determinadas aplicaciones y de esta manera haciéndola una alternativa valiosa. Además sobresalen debido a que poseen un excelente conjunto

de propiedades mecánicas, entre las que se destacan: su baja densidad, ligereza, resistencia mecánica y química, mantenimiento reducido y libertad de formas; lo que hace que superen las cualidades disponibles en los diferentes tipos de aceros, aluminios y diferentes aleaciones disponibles en el mercado.

Otra cualidad muy importante es que brindan un factor alto de seguridad gracias a una mejor resistencia a los impactos y al fuego, ofreciendo un mejor aislamiento térmico y eléctrico. A su vez, enriquecen las posibilidades de diseño, permitiendo aligerar estructuras y realizar formas complejas, aptas para cumplir varias funciones.

El costo de los polímeros estratificados con textil compuesto por fibras de carbono y kevlar es un tanto superior al de los materiales tradicionales como el acero, pero si tenemos en cuenta que se puede ahorrar en piezas de enlace y mecanización, reducir de manera importante los gastos de mantenimiento y aumentar la vida útil y la seguridad, las ventajas pueden valorizarse en términos de beneficios con el uso.

En realidad el tejido elaborado con fibras de carbono y kevlar son una excelente solución para la industria de Tungurahua, posiblemente en el sector carroceros y además de un gran avance tecnológico. Esta alternativa no reemplazará totalmente a los materiales tradicionales pero si será más utilizada como complemento ideal para optimizar los productos y mejorar la relación costo/beneficio.

## **1.4 OBJETIVOS**

### **1.4.1 OBJETIVO GENERAL**

Evaluar el comportamiento del laminado uniforme elaborado con fibras de carbono y kevlar del material híbrido estratificado manualmente dentro de una matriz epóxica, para la manufactura de partes externas de autos.

### **1.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

- Elaborar probetas del material híbrido de matriz epóxica reforzado con tejidos de carbono y kevlar estratificados de forma manual, considerando la configuración uniforme del tejido teniendo en cuenta su dirección.

- Determinar las propiedades mecánicas de tracción y flexión de las dos diferentes configuraciones del material híbrido.
- Determinar la resistencia al impacto con la configuración que presente mejores propiedades mecánicas de tracción y flexión.
- Evaluar las propiedades mecánicas de la configuración para el material híbrido.

## CAPÍTULO II

### MARCO TEÓRICO

#### 2.1. ANTECEDENTES INVESTIGATIVOS

Actualmente, las fibras de carbono y kevlar son parte importante de muchos productos y nuevas aplicaciones son desarrolladas cada año, la fibra de kevlar es un material muy utilizado desde hace varios años en todo el mundo. Los Estados Unidos, Japón y Europa Occidental son los principales productores de fibras de carbón, los datos vienen desde los años de 1970, cuando el trabajo experimental para encontrar materias primas alternativas que puedan ser utilizadas en la industria, permitió la introducción de las fibras dentro de la industria. Las fibras de carbono contenían alrededor de 85% de carbono y tenía una excelente resistencia a la flexión.

En nuestro estudio se hace referencia a investigaciones realizadas anteriormente, las cuales muestran importantes conclusiones.

**Fuente:** <http://repositorio.espe.edu.ec/handle/21000/724>

Autores: DONOSO Mediavilla, Pablo Iván. RODRÍGUEZ Flores, Cristhian David

Año de publicación: 2005

Lugar: Sangolquí-Ecuador

Tema: Análisis del comportamiento mecánico de materiales compuestos con desarrollo de modelos para validación de resultados.

**Conclusiones:**

- El ensayo de tracción permite determinar los módulos de elasticidad, los cuales se han comprobado mediante el uso de los valores teóricos, arrojando errores aceptables para esta práctica experimental, los cuales varían entre 6,37 y 13,61% .
- Existe gran cantidad de valores para los módulos de elasticidad en los textos que tratan sobre materiales, sin embargo, todos estos valores son similares, esto puede deberse a que existen gran cantidad de subtipos de cada fibra; estos valores rodean los 84 GPa para la fibra de vidrio, 130 GPa para Kevlar y 400 GPa para fibra de carbono.
- El coeficiente de Poisson varía inversamente proporcional al porcentaje de fibra del composite y sus valores varían entre 0,23 y 0,33. Cabe mencionar que para materiales isótropos este coeficiente debe variar entre 0,23 y 0,33, pero para otros casos debe mantenerse bajo el valor de 0,50 para ser considerado aceptable.

**Fuente:** Dialnet-Estudio De La Resistencia Mecánica De Materiales Compuestos-3815124

Autores: Enrique Rocha Rangel, José A. Rodríguez García, Enrique Martínez Peña, Elizabeth Refugio García, Ana Leal Cruz y Guillermo Munive.

Año de publicación: 2011

Lugar: México, D.F. – México

Tema: Estudio de la resistencia mecánica de materiales compuestos poliméricos reforzados con fibras de carbono

**Conclusiones:**

De acuerdo con el análisis de los resultados obtenidos, es posible concluir que:

- La resina al ser reforzada con fibra de carbono aumenta considerablemente su resistencia. En los ensayos de flexión la resistencia a la flexión aumento de 4.48 MPa a 25.28 MPa, lo que significa un aumento mayor a 500% de la resistencia del material compuesto resultante.
- Los resultados de la resistencia a la tensión indican que hay un aumento de

8.36 MPa a 351 MPa en la misma, cuando la resina es reforzada con 60% de fibras de carbono, este cambio representa un aumento de más del 4000% de la resistencia a la tensión de la resina.

- EL mejor proceso de laminación para obtener el material compuesto es en el que se aplica presión (cámara barométrica).
- El tratamiento de curado de los materiales compuestos fabricados no tiene un efecto significativo en las resistencia de los mismos, motivo por lo cual no se recomienda como parte del proceso de fabricación.
- El contenido de fibra que resulto más adecuado para obtener la mayor resistencia es de 60% de fibra en peso de la probeta.

## **2.2. FUNDAMENTACIÓN FILOSÓFICA**

La investigación del polímeros híbridos reforzados con un tejido mixto elaborado con fibras de carbono y kevlar se encuentra en un plano crítico propositivo, debido a que por medio de ésta se obtendrán los parámetros necesarios para determinar la calidad de los materiales construidos a base de fibras de carbono real y kevlar para obtener datos que permitan comprobar la eficacia del nuevo compuesto.

El propósito de nuestro estudio es plantear la utilización de fibra de carbono conjuntamente con fibra de kevlar dentro de una matriz epóxica dentro de un laminado ortotrópico como componente fundamental en la elaboración de elementos externos de carrocerías de autos, mejorando sustancialmente las propiedades mecánicas de éste tipo de elementos y de esta manera incentivar a la industrialización del método dentro de los diferentes sectores en nuestro país que a pesar del costo de los materiales es compensado con las propiedades que ofrece.

## **2.3 FUNDAMENTACIÓN LEGAL**

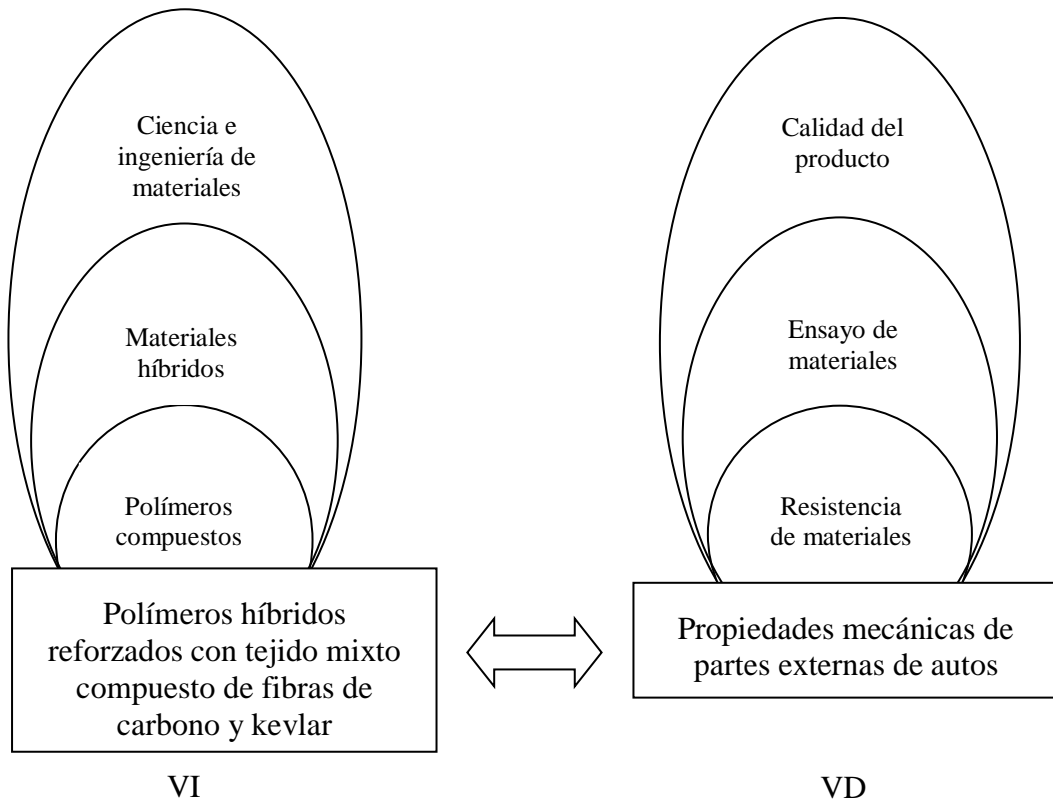
La normativa que rige el estudio de la caracterización mecánica de las probetas para los ensayos de tracción, flexión e impacto es la siguiente:

- ASTM D5628-10, Standard Test Metro for Impact Resistance of Flat, Rigid Plastic Specimen by Means of a Striker Impacted by a Falling Weight

(Gardner Impact).

- ASTM D3039/D3039M–00, Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials.
- ASTM D7264 / D7264M – 07, Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials.

## 2.4. CATEGORÍAS FUNDAMENTALES



**Figura.2.1:** Categorías Fundamentales

**Fuente:** Autor

### 2.4.1 CIENCIA E INGENIERÍA DE MATERIALES

El desarrollo de las civilizaciones ha estado indisolublemente ligado a los materiales adoptados y adaptados por el hombre a través de los siglos para fabricar objetos. La selección, modificación y elaboración de los materiales constituyen elementos fundamentales de la cultura humana, de tal modo que es común denominar las etapas de la evolución de la historia de la humanidad con

los materiales que los hombres fueron capaces de incorporar a sus tecnologías: Edad de Piedra, del Cobre, del Bronce, del Hierro, etc.

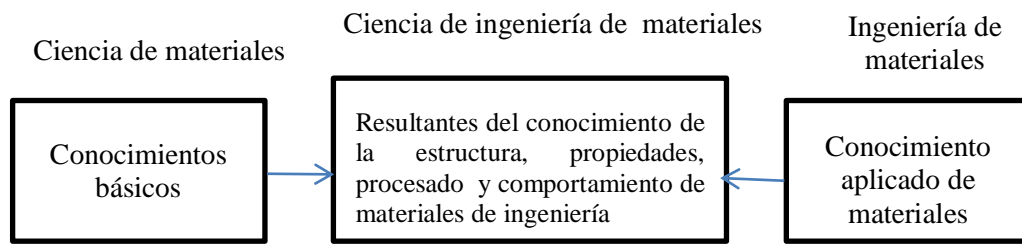
El progreso vertiginoso que caracteriza la vida moderna exige hoy una adecuación rápida y constante de los materiales; nuevas propiedades surgidas de la reunión de otras tradicionales han dado origen a los actuales materiales. Nuevos materiales o nuevas combinaciones capaces de sustituir los materiales tradicionales o de proporcionar características antes inimaginables aparecen cada día: aleaciones metálicas ligeras, cerámicas de alta tecnología para generación de energía, polímeros tenaces para sustitución de metales, compuestos avanzados para aplicaciones espaciales, semiconductores para aparatos electrónicos de complejidad creciente, biomateriales, superconductores no metálicos con temperaturas de funcionamiento cada vez mayores; materiales aptos para ser reciclados y reutilizados a fin de no destruir el equilibrio ecológico. Estos acontecimientos han conmovido la estructura económica y aún social del mundo. Los avances en la ciencia e ingeniería de materiales han estimulado el crecimiento de muchos sectores de la economía. Los nuevos materiales y procesos, además de satisfacer las necesidades de las industrias existentes, crean nuevas tecnologías y abren a la sociedad caminos insospechados para afrontar el problema de la falta de los recursos y los relativos al sostenimiento del crecimiento económico.

La productividad y la estructura de las fuerzas de trabajo han quedado también profundamente afectadas en este campo. El surgimiento en los últimos 20 años de la Ciencia de Ingeniería en Materiales ha alcanzado niveles tan importantes que los nuevos materiales junto a la microelectrónica y la biotecnología han sido considerados como uno de los paradigmas científico-tecnológicos del momento.

**( FRONTINI, P. M. 2011:88).**

La ingeniería de materiales está principalmente relacionada con el uso de los conocimientos básicos y aplicados de los materiales para la conversión de estos en productos necesarios o requeridos por la sociedad.





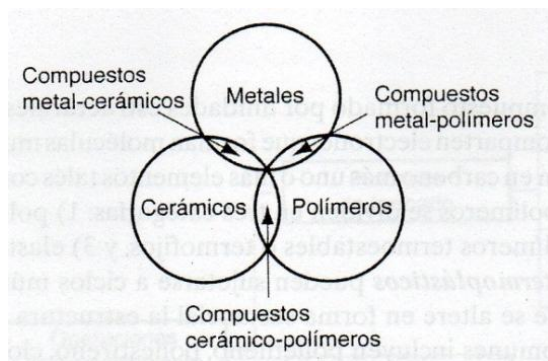
**Figura.2.2:** La utilización del conocimiento combinado de los materiales a partir de la ciencia de materiales y de la ingeniería de materiales capacita a los ingenieros para convertir los materiales en productos requeridos por la sociedad.

**Fuente:** Smith, W. F. Fundamentos de la ciencia e ingeniería de materiales, (1999)

### Clasificación de los materiales

“La mayor parte los materiales para ingeniería se clasifican en unas tres categorías básicas: Metales, cerámicos y polímeros.

Sus características químicas son diferentes sus propiedades físicas y químicas no se parecen y afectan los procesos de manufactura susceptibles de emplearse para obtener productos de ellos además de las tres categorías básicas, existen compuestos – mezclas no homogéneas de los otros tres tipos fundamentales. La relación entre los cuatro grupos se ilustra en figura N°2.” ( Smith, 1999:189).



**Figura 2.3:** Diagrama de Venn que muestra los tres tipos de materiales básicos más los compuestos

**Fuente:** Groover, Fundamentos de manufactura, 1997

### 2.4.2 MATERIALES HÍBRIDOS

Se puede definir como material híbrido a la combinación de dos o más materiales en una geometría y escala predeterminada con un óptimo desempeño en aplicaciones específicas. Donde los componentes pueden ser un gas o

simplemente espacio, esta característica los diferencia de los materiales compuestos; actualmente, los híbridos orgánico-inorgánicos son considerablemente atractivos debido a que presentan propiedades como homogeneidad molecular, transparencia, flexibilidad y durabilidad. Debido a este tipo de propiedades estos materiales encuentran aplicaciones en óptica, microelectrónica, mecánica y biología. Las propiedades de los materiales híbridos no son solo la suma de las contribuciones individuales de la fase inorgánica y la orgánica, sino que cae en la interface entre ambas regiones y dependiendo de la naturaleza de dicha interface.

Podemos encontrar materiales en cualquier lugar de nuestro entorno ya que cualquier cosa está hecha a partir de ellos. Algunos de los materiales que más comúnmente no encontramos son: madera, hormigón, ladrillo, acero, plástico, vidrio, caucho, aluminio, cobre y papel. Pero hay muchas más clases de materiales, solo hace falta mirar en nuestro entorno para darse cuenta de ello. Los constantes trabajos de investigación y desarrollo en este campo dan origen frecuentemente a nuevos materiales. La producción y procesamiento de nuevos materiales constituye una parte importante de nuestra economía actual.

Los ingenieros diseñan la mayoría de los productos y los procesos necesarios para su fabricación, para lo que necesitan partir de diferentes materiales. Por tanto, los ingenieros deben conocer la estructura y propiedades de forma que sean capaces de seleccionar el más idóneo para su aplicación y desarrollar los mejores métodos para su procesamiento.

Los ingenieros de desarrollo e investigación trabajan para crear nuevos materiales o para modificar las propiedades de los existentes. Los ingenieros de diseño utilizan unos y otros materiales para diseñar y crear nuevos productos y sistemas. A veces sucede a la inversa: los ingenieros de diseño requieren que los científicos e ingenieros de investigación creen un nuevo material que permita resolver determinados diseños.

Continuamente se avanza en la búsqueda de nuevos materiales. Por ejemplo, los ingenieros mecánicos buscan materiales para altas temperaturas para que los motores de reacción puedan operar más eficientemente. Los ingenieros eléctricos

buscan nuevos materiales para que los dispositivos electrónicos puedan operar a mayores velocidades y temperaturas más elevadas. Los ingenieros aeroespaciales buscan materiales con una relación resistencia/peso más elevada para naves aéreas y vehículos espaciales. Los ingenieros químicos buscan materiales más altamente resistentes a la corrosión. Estos son unos ejemplos de la búsqueda por parte de los ingenieros de nuevos y mejores materiales para distintas aplicaciones.

Los ingenieros de todas las especialidades deben tener unos conocimientos básicos y aplicados de los materiales de uso en ingeniería que les permita una mayor eficacia en el trabajo en el que esté implicado el uso de materiales.

“Los materiales compuestos son todos aquellos elementos que resultan de una combinación de materiales constituido a partir de una unión (no química, insolubles entre sí) de dos o más componentes, que dan lugar a uno nuevo con propiedades características específicas, no siendo estas nuevas propiedades ninguna de las anteriores. Los compuestos combinan las mejores propiedades de entre las diferentes clases de materiales que forman el material compuesto evitando con ello algunas de sus desventajas, si se los hiciera de manera individual.” ( William D, Callister Jr. 2007)



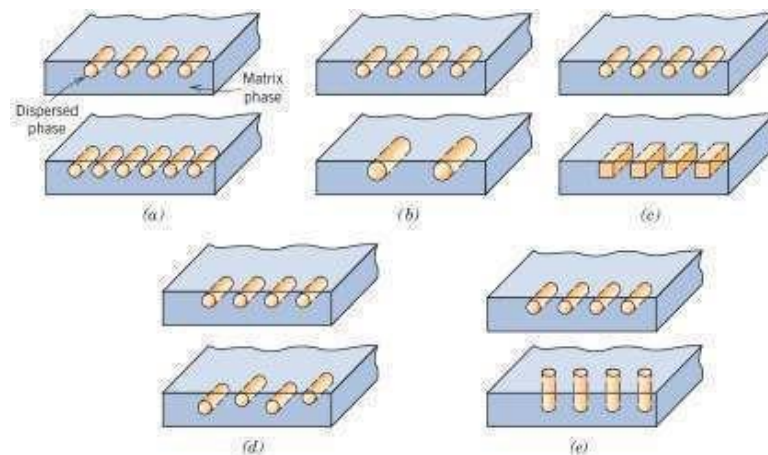
**Figura 2.4:** Diferentes Materiales Compuestos de Ingeniería.

(Fuente: ASHBY 2011, Michael, and Jones David. (1999). Material Selection in Mechanical Design. Chapter 3. Pág. 21).

En la figura se muestra los posibles materiales compuestos que se pueden obtener agrupando los diferentes tipos de material, para diferentes aplicaciones.

Los materiales compuestos son compuestos de solamente dos fases; es decir por medios continuos y discontinuos. El medio continuo se denomina matriz; mientras que el medio discontinuo denominado refuerzo es más fuerte y resistente. Las propiedades de un material compuesto dependen de las propiedades de los materiales que lo constituyen, de su distribución orientación e interacción.

Los Materiales Compuestos de Matriz polimérica se dividen en Compuestos Termoplásticos, Termoestables y Elastómeros. Para el estudio propuesto, la investigación se centra en los materiales compuestos de matriz termostable; por lo que el resto del mismo se profundizará solo dentro de estos compuestos.



**Figura 2.5:** Representación esquemática de varias características geométricas y espaciales de partículas en fase dispersa que influyen en las propiedades de los compuestos. a.) Concentración; b.) Tamaño; c.) Forma; d.) Distribución y e.) Orientación

**Fuente:** William D, Callister Jr. 2007. Material Science and Engineering, Séptima Edición, John Wiley & Sons. Inc., Pág. (577-619)

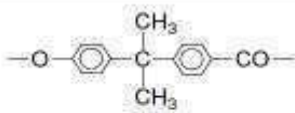
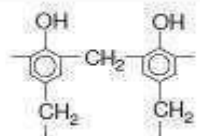
## 2.4.3 POLÍMEROS COMPUESTOS

### 2.4.3.1 MATERIALES COMPUESTOS FORMADOS DE MATRIZ TERMOESTABLE.

Las matrices poliméricas en general son compuestos orgánicos de elevado peso molecular, producto de reacciones de polimerización por adición o condensación de diferentes compuestos de base. La longitud de la cadena de átomos que constituye cada uno de los polímeros determina una propiedad básica polimérica conocida como peso molecular y puede alcanzar varios cientos de unidades de longitud. Cuando el peso molecular aumenta, las propiedades mecánicas (como la tensión máxima a tracción y tenacidad) mejoran.

En los polímeros de adición la unidad estructural de repetición tiene la misma composición que la del monómero de partida; mientras que, los polímeros de condensación se forman a partir de monómeros poli funcionales a través de diversas reacciones con la posible eliminación de alguna pequeña molécula, que es el caso del poliéster que es parte del presente estudio. En la Tabla 2.1 se muestra algunos polímeros de condensación como por ejemplo:

**Tabla 2.1:** Polímeros de condensación de uso frecuente.

Polímero	Abreviatura	Unidad de repetición
Poliéster		$-\text{R}-\text{OCO}-\text{R}'-\text{COO}-$
Poliamida	PA	$-\text{NH}-\text{R}-\text{NHCO}-\text{R}'-\text{CO}-$
Policarbonato	PC	
Polietileno tereftalato)	PET	$-\text{CH}_2-\text{CH}_2-\text{OCO}-\text{C}_6\text{H}_4-\text{COO}-$
Poliuretano	PU	$-\text{NH}-\text{COO}-\text{R}-\text{OCO}-\text{NH}-\text{R}'-$
Resina de Fenol-formaldehído		

**Fuente:**M. Beltrán y A. Marcilla, Tecnología de Polímeros Pág. 5.

Las macromoléculas se pueden unir entre sí por fuerzas de diversa intensidad. Cuando estas fuerzas son de baja intensidad, podrán ser superadas con un simple calentamiento dando lugar al plástico fundido. Los polímeros con estas características reciben el nombre de termoplásticos y se pueden fundir o plastificar con un incremento de temperatura. Cuando las fuerzas de unión de estos filamentos entre sí son tan intensas que llegan a igualar a las de construcción de ellos mismos, se romperán antes de separarse, lo que implica que al incrementar la temperatura no podrán cambiar de estado sólido a líquido, denominándose a estos polímeros termoestables.

En el caso de los termoestables que por su estructura entrecruzada, no funden y son insolubles, debido a que las uniones entre cadenas se crean por reacciones químicas, también denominado curado. Estas pueden unir muchas cadenas poliméricas en una única red tridimensional. Cuando el curado se completa, se produce un aumento del peso molecular de una forma drástica, hasta un valor prácticamente imposible de medir. Por otro lado, las propiedades térmicas como el punto de fusión y la temperatura de transición vítrea ( $T_g$ )<sup>1</sup>, dejan de tener sentido, esto debido a que el polímero se degrada antes de alcanzar cualquiera de estas temperaturas.

Uno de los factores críticos en las prestaciones de todas las matrices poliméricas es la máxima temperatura a la que pueden ser utilizadas en condiciones de servicio. Este valor normalmente viene caracterizado por la temperatura de transición vítrea o por la temperatura de distorsión térmica (HDT)<sup>2</sup>. Las resinas termoestables son amorfas y difieren bastante en sus  $T_g$  y en la resistencia al ataque por disolventes. Se puede realizar una clasificación de las matrices termoestables, en función de la temperatura de utilización.

---

<sup>1</sup>  $T_g$ , Propiedad de los polímeros en donde debajo de esta temperatura, el material, se considera como cristalino; mientras que por encima de esta, un líquido súper enfriado y finalmente un líquido

<sup>2</sup> HDT, Temperatura máxima a la cual un polímero termoplástico puede ser utilizado como un material rígido, arriba de este el material es capaz de soportar una carga para tiempo apreciable

**Tabla 2.2:** Clasificación de resinas termoestables en función de la temperatura.

BAJAS TEMPERATURAS	Poliéster:	Isoftálica
MEDIAS TEMPERATURAS	Viniléster, Epoxi	
MEDIAS-ALTAS	Fenólica	
ALTAS TEMPERATURAS	Bismaleimida, Poliamida	

**Fuente:** Morales, G. Procesado y Caracterización de Materiales Compuestos de Matriz Polimérica Reforzados con Nanofibras de Carbono para Aplicaciones Tecnológicas. Pág.39.

Las resinas termoestables son normalmente isotrópicas, pero pierden sus propiedades de rigidez a la temperatura de distorsión térmica, que define un límite superior efectivo para su uso en componentes estructurales.

#### **2.4.3.2 POLÍMEROS REFORZADOS CON FIBRAS**

La utilización de fibras como refuerzo también permiten conseguir una mejor resistencia a la fatiga, mejor rigidez y una mejor relación resistencia–peso. Para esto la selección apropiada del tipo, la cantidad y la orientación de la fibra es muy importante a la hora de fabricar un material compuesto ya que esto tiene directa relación con material de la matriz transmite la fuerza a las fibras, las cuales soportan la mayor parte de la fuerza aplicada.

La presentación o configuración de las fibras (fibras cortas, largas, tejidos y otros) son las responsables de conferir propiedades mecánicas importantes al material (elevada resistencia a la tracción específica y elevado módulo específico). Además características como: ligereza, resistencia térmica, compatibilidad con las resinas, dureza, rigidez y adaptabilidad al proceso de fabricación.

#### **2.4.3.3 FIBRAS DE CARBONO**

La fibra de carbono que, aunque es uno de los materiales más populares, sigue siendo visto como un compuesto raro y exótico, de alto precio y particularmente complejo; existen grandes interrogantes respecto a este material, pocos conocen sus orígenes, cómo se fabrica y que ventajas posee, además se incluye en el grupo de los materiales compuestos, es decir, aquellos que están hechos a partir de la

unión de dos o más componentes, que dan lugar a uno nuevo con propiedades y cualidades superiores, que no son alcanzables por cada uno de los componentes de manera independiente.

En el caso particular de la fibra de carbono, básicamente se combina un tejido de hilos de carbono (refuerzo), el cual aporta flexibilidad y resistencia, con una resina termoestable (matriz), comúnmente de tipo epoxi, que se solidifica gracias a un agente endurecedor y actúa uniendo las fibras, protegiéndolas y transfiriendo la carga por todo el material; por su parte el agente de curado ayuda a convertir la resina en un plástico duro.



**Figura 2.6:** Las fibras de carbono son cuatro veces más flexibles que las mejores aleaciones de acero y pesan una cuarta parte. (Fuente: Fibra de Carbono, Presente y futuro de un material Revolucionario; Llano Uribe C., Revista Metal Actual Pág. 11).

De la combinación de estos tres componentes, se obtienen las propiedades mecánicas del nuevo material, pues aunque la malla de hilos de carbono, constituye por sí sola un elemento resistente, necesita combinarse con la protección con factores externos y refuerzos físicos.



**Figura 2.7:** Entre 5 y 10 micras mide un filamento de carbono, cinco veces más delgado que un cabello humano.

**Fuente:** [www.eltamiz.com](http://www.eltamiz.com)



#### 2.4.3.4 REFUERZO CON TEJIDO DE FIBRAS DE CARBONO

El tejido de fibras de carbono procede de una mezcla de polímeros, el más utilizado es el PAN (poliacrilonitrilo) que por ser la materia prima se llama precursor y que normalmente acrilato, metil metacrilato, vinil acetato y cloruro de vinilo, todos derivados del petróleo, que es carbono1 concentrado, proveniente de restos de materia orgánica (fósiles); en particular, el PAN es una fibra de plástico formada por largas cadenas de moléculas de carbono, oxígeno, nitrógeno e hidrógeno en forma de escalera. Cuando se calienta el PAN en correctas condiciones de temperatura, las cadenas de moléculas de carbono se juntan mientras los demás elementos se separan, los átomos de carbono del polímero cambian de distribución y forma una estructura estable de anillos fuertemente unidos que soportan los unos a los otros.

**Tabla 2.3:** Propiedades y aplicaciones de las fibras de carbono.

<b>Propiedades</b>	<b>Aplicaciones</b>
<ul style="list-style-type: none"><li>• Resistencia, mecánica, tenacidad y densidad.</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• Transporte y artículos deportivos</li></ul>
<ul style="list-style-type: none"><li>• Estabilidad dimensional (logra conservar su forma)</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• Tecnología aeroespacial</li></ul>
<ul style="list-style-type: none"><li>• Amortiguación de vibraciones, resistencia y tenacidad.</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• Equipos de audio, brazos de robot</li></ul>
<ul style="list-style-type: none"><li>• Resistencia a la fatiga y auto-lubricación.</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• Maquinaria textil, ingeniería en general</li></ul>
<ul style="list-style-type: none"><li>• Resistencia química y térmica.</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• Industria química y nuclear</li></ul>
<ul style="list-style-type: none"><li>• Alta conductividad eléctrica</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• Componentes equipos electrónicos</li></ul>
<ul style="list-style-type: none"><li>• Compatibilidad biológica</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• Medicina (prótesis, equipamiento quirúrgico)</li></ul>

**Fuente:** Autor

Mediante un nuevo calentamiento los anillos se juntan en ‘listones’ de hexágonos de átomos de carbono muy flexibles, a diferencia del grafito cuya estructura permanece plana. La unión flexible de los listones evita que se deslicen, como

pasa en la estructura plana del grafito, lo que resulta en un notable incremento en la resistencia del material. Los hilos de PAN son trefilados en filamentos cinco veces más delgados que un cabello humano y están compuestos entre 92 y 100 % de átomos de carbono, según sean las propiedades que se busquen. En síntesis, la fibra de carbono se produce por la quema controlada del oxígeno, nitrógeno y otros elementos diferentes al carbono de la fibra precursora, dejando solo el carbono en el material.

Algunos fabricantes también utilizan precursores de rayón, proveniente de la celulosa y precursores de alquitrán, relativamente más baratos que el PAN pero menos efectivos. Cada tipo de precursor tiene su técnica de procesado pero en general todos siguen una secuencia, teniendo como base el proceso de fabricación con PAN se pueden distinguir las siguientes etapas:

- **Estabilización:** durante esta fase las fibras de PAN son sometidas a temperaturas entre los 200°C y 300 °C mientras que son estiradas y alargadas a través de un horno de oxidación, con el fin de darles la orientación molecular requerida para que puedan tener estabilidad dimensional y de esta manera evitar que se fundan en el siguiente proceso.
- **Carbonización:** una vez las fibras han adquirido estabilidad, son sometidas a temperaturas superiores a los 1.000°C bajo una atmósfera inerte, es decir, en la que ningún agente externo interfiere en el proceso. Durante este periodo de calentamiento los átomos de nitrógeno e hidrógeno desaparecen y los anillos hexagonales de carbono puro se orientan a lo largo de toda la longitud del hilo.
- **Grafitización:** es un nuevo tratamiento de calentamiento a temperaturas, por encima de 2000°C, el tamaño de los cristales de carbono aumenta y mejora la orientación de los anillos en la fibra.
- **Tratamiento de superficie:** finalmente la fibra pasa a través de una cámara donde se le aplica un producto catalizador que promueve la adhesión de la fibra a la resina.
- **Hasta este punto del proceso se obtiene el producto primario:** los filamentos individuales de carbono, también llamados mechas, con un diámetro que oscila entre 5 y 8 micras ( $\mu\text{m}$ ), que son trenzados entre sí en grupos de 5.000 y 12.000

mechas y se conocen con el nombre de roving en forma rollos.

**(Llano Uribe, 2011:128)**

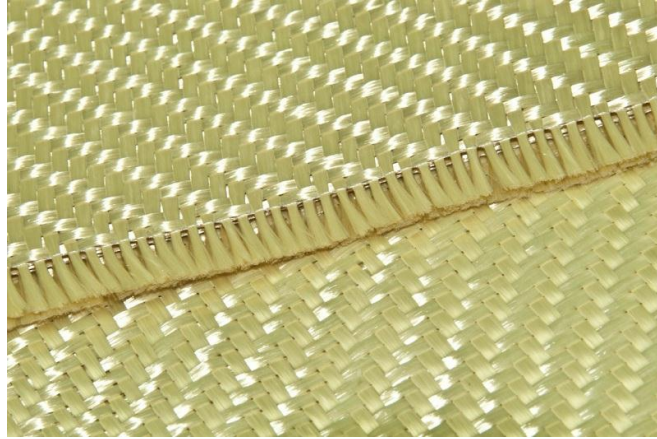
#### **2.4.3.5 FIBRA DE KEVLAR**

Las fibras de aramida fueron desarrolladas por Du Pont, y el nombre de su propiedad para estas fibras fue Kevlar, el cual es comúnmente usado, sin embargo su nombre original fue PRD-49.

La fibra Aramida se caracteriza por su color amarillo, ligereza, excelente resistencia a la tracción y notable flexibilidad. Son fibras de poliamida, relacionadas con el nylon convencional., pero cuyas cadenas alopáticas (estructura molecular es una cadena abierta) son remplazadas por anillos aromáticos (moléculas cíclicas, no saturadas, cuya estabilidad es superior a la de las estructuras de cadena abierta con igual número de enlaces múltiples). El Kevlar® es una marca registrada de Du Pont Company y es la aramida más conocida y más difundida. El Kevlar® se estira mucho antes de romperse. La resistencia a la tracción del aluminio aleado es cerca de 65000 psi, o cerca de un cuarto de un compuesto de Kevlar®. No obstante, el objetivo en la aviación no es siempre tener una parte fuerte, sino preferiblemente tener una parte de bajo peso. Usando refuerzos de Kevlar®, un componente puede ser fabricado con la resistencia de un metal pero con una fracción de su peso.

El Kevlar® estructural usado en aviación es conocido como Kevlar 49. El Kevlar 29 es usado para botes y el Kevlar 129 es un material de prueba para balística. Estos materiales difieren en el tejido, peso y proceso de manufactura. La aramida es un material ideal para usarse en aviación, en partes que están sujetas a grandes esfuerzos y vibraciones.

Pero la aramida también tiene sus desventajas. Debido a que la aramida se estira, puede causar los problemas cuando está cortado. Taladrar la aramida pueden ser un problema cuando el taladro agarra una fibra y la tira hasta el punto de la ruptura. Este material parecerá rizado. Si el material rizado alrededor del agujero no se elimina o no se sellan las costuras puede actuar como una mecha y puede absorber humedad.



**Figura 2.8:** Tejido de fibra de aramida, Kevlar 49 tejido especial para aviación. (**Fuente:** [www.aviacao.org](http://www.aviacao.org))

La humedad en forma de agua, aceite, gasolina o fluido hidráulico si bien no daña a la aramida, pueden causar problemas con los sistemas de resina usados causando su deterioro, lo cual puede causar que las capas de la lámina se separen.

#### **2.4.4 POLÍMEROS REFORZADOS CON FIBRAS DE CARBONO Y KEVLAR**

##### **2.4.4.1 MATRIZ DE RESINA EPÓXICA REFORZADA CON FIBRA DE CARBONO.**

El segundo componente básico de los elementos de fibra de carbono es la resina epóxica, una clase de polímero termoestable, es decir, que se endurece cuando se mezcla con un agente catalizador y no se puede volver a fundir al calentarla. La más utilizada es la resina epóxica, el diglicidileter de bis fenol A (DGEBA), cuya dureza supera a la de otras como las de poliéster y viniléster, por ello puede desempeñarse a temperaturas muy altas, más de 180°C, tiene buena adherencia a muchos sustratos, baja concentración durante la polimerización y es especialmente resistente a los ataques de la corrosión y agentes químicos.

Los sistemas de resinas comerciales son a menudo una mezcla compleja de resinas, agentes de curado, catalizadores/aceleradores, modificadores termoplásticos y otros aditivos, generalmente, en una proporción de aproximadamente 80 por ciento resina y 20 por ciento de catalizadores o aceleradores. De este modo estas pueden ser adaptadas para reunir los

requerimientos necesarios de alto rendimiento en cada aplicación.

La función de la matriz en el material compuesto, en relación con las fibras, además de protegerlas contra las condiciones ambientales o agentes mecánicos que pudieran dañarlas o desgastarlas, es permitir la transferencia de tensiones entre ellas, en esfuerzos de tracción y soportarlas, para evitar su pandeo.

Los hilos de fibra de carbono por si solos no tienen ninguna función, por eso necesitan ser combinados con la resina y el catalizador para formar el material compuesto. Así las cosas, una vez se tienen los hilos, estos son entreteljidos para conformar una malla o tela de carbono, la cual finalmente, se usa para la obtención de las láminas de fibra de carbono, al ubicarla perfectamente en un molde e impregnarla con la resina y el catalizador.

Existen diferentes procesos para la impregnación, industrialmente se utiliza la transferencia, inyección e infusión, pero también hay quienes hacen el trabajo de forma manual, con brochas, espátulas o pistola. En el método por transferencia de resina (RTM); se genera vacío en un molde cerrado y precalentado, con el tejido de carbono seco en su interior, para, a continuación transferir la resina a presión hasta llenar el molde. De forma similar, se hace en el sistema por inyección, con la variante que puede utilizarse tanto en moldes cerrados como abiertos y con bolsa de vacío. Por su parte, en la infusión (RTI); la resina en forma de película semidura, se coloca en el molde al mismo tiempo que el tejido seco. Al aplicar calor y presión la resina se difunde por la fibra, hasta impregnarla completamente.

La polimerización final, dependiendo de las especificaciones de la resina, se puede hacer a temperatura ambiente, en estufa con molde abierto o bolsa de vacío, por lo general las compañías fabricantes utilizan hornos autoclave para el curado.

El mercado ofrece también rollos de cinta del material previamente impregnado, que en su mayoría debe ser curado en hornos a temperaturas que varían entre 160°C y 300°C por un tiempo de entre 8 a 16 horas. El mercado estadounidense y europeo cuenta con presentaciones de cintas que se curan a temperatura ambiente.

Es importante destacar que dependiendo de la orientación del tejido, la tela de carbono puede ser más fuerte en una dirección determinada o igualmente fuerte en todas las direcciones. Las fibras ofrecen sus mejores propiedades cuando se

entretrejen en la dirección de las tensiones, es decir, que en un caso ideal deberían alinearse las direcciones de las fibras con la dirección de la fuerza exterior.

Por esta razón, una pequeña pieza puede soportar el impacto de muchas toneladas y deformarse mínimamente, ya que las fuerzas del choque se distribuyen y son amortiguadas por la malla. De ahí la importancia en la elección del número y orientación de las fibras que forman el tejido para obtener una rigidez y resistencia que cumpla con los requisitos deseados en la aplicación.



**Figura 2.9:** Grandes fabricantes utilizan modernas técnicas para polimerizar la FC en lámina. También es posible hacer el proceso manual, con brocha, espátula o pistola, incluso curarla a temperatura ambiente.

**Fuente:** [www.toray.com](http://www.toray.com)

#### **2.4.4.2 TELA DE FIBRA DE CARBONO**

Es sin duda el más versátil de los elementos que conoce el hombre, como podemos ver por el hecho de que es la base de la vida en el planeta. El carbono forma parte de toda la química orgánica y de 20 millones de moléculas conocidas, de las cuales el 79% las clasificamos como orgánicas.

El átomo de carbono tiene 6 electrones, con la particularidad de que puede formar 4 enlaces covalentes con otros átomos, con lo cual adquiere una geometría de tetraedro, que nos recuerda al diamante.

El carbono se puede combinar con muchos elementos como: N, S, O, Cl, Br y P que son estables termodinámicamente, y con otros átomos de carbono con uniones muy fuertes (el diamante) y puede formar cadenas de carbonos de gran longitud.

La FC está compuesta por muchos hilos de carbono en forma de hebra. Existen muchas clases de FC con propiedades diversas, adaptadas a muchas aplicaciones. Para hacernos una idea, basta comparar la FC con el acero:

**Tabla 2.4:** Comparación entre fibra de carbono y acero.

<b>Características</b>	<b>FC</b>	<b>Acero</b>
Módulo de resistencia a la tracción [GPa]	3,5	1,3
Resistencia específica	2,0	0,17
Densidad [ $gr/cm^3$ ]	1,75	7,9

**Fuente:** Autor

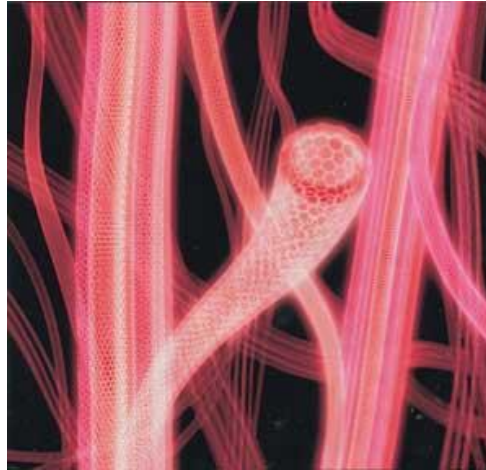
Su resistencia es casi tres veces superior a la del acero y su densidad es 4,5 veces menor obviamente en función de su área. En cuanto a módulo de elasticidad hay una amplia gama de FC desde 240 hasta 400.

Otras propiedades muy apreciables en la fibra de carbono son la resistencia a la corrosión, al fuego e inercia química y la conductividad eléctrica. Ante variaciones de temperatura conserva su forma. Es un caso común de metonimia, en el cual se le da al todo el nombre de una parte: el nombre de las FC que refuerzan la matriz de resina.

La fibra de carbono es un polímero convertido en fibra. En la mayoría de los casos las fibras de carbono permanecen como carbón no grafítico. El término fibra de grafito solo está justificado cuando, las fibras de carbono han sido sometidas a un tratamiento térmico de grafitización (2000-3000 °C) que les confiere un orden cristalino tridimensional, visible únicamente mediante rayos X.

La cristalografía de rayos X nos permite conocer la estructura exacta de cada tipo de FC. Nos resulta extraño pero nos recuerda mucho al grafito: una estructura hexagonal. El grafito, la mina de lápiz, es todo lo contrario: blando y frágil. A nivel atómico no podemos comprender las diferencias entre la fibra de carbono y el grafito, pero la estructura es diferente: observamos muchos cambios en la superposición de las fibras y las cintas en la FC y en el grafito.

El grafito tiene una estructura plana triangula con enlaces triples y queda un electrón libre. Este electrón libre explica que el grafito es una de las pocas estructuras no metálicas que conducen la electricidad. La fibra de carbono también es conductora.



**Figura 2.10:** La fibra de grafito cristaliza en el sistema hexagonal, el panal de abeja. La mayoría de las fibras no son de grafito sino de carbono, obtenidas a menor temperatura.

**Fuente:** Guizzo, Erico. Winner: carbontakeoff. IEEE, New York. 2006.

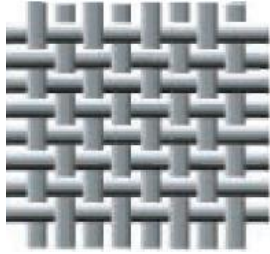
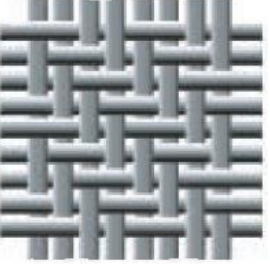
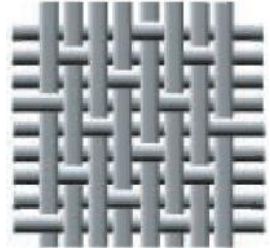
El carbono forma parte de toda la química orgánica y de 20 millones de moléculas conocidas, en suma es un elemento esencial para la vida y la evolución. También es un elemento alotrópico, es decir, que cuándo se encuentra en estado puro, enlaza entre sí sus átomos de diferentes maneras y por ello puede presentarse en diversas formas: grafito o diamante, en todos estos casos la composición química es idéntica, carbono puro, pero varía la forma en la que se distribuyen los átomos en cada estructura.

Las fibras de carbono presentan una combinación de características que compensan sus precios y las convierten (para determinadas aplicaciones) en una alternativa valiosa.

La siguiente tabla contiene las características e imágenes de los tejidos más comunes:



**Tabla 2.5:** La tabla contiene las características e imágenes de los tejidos más comunes.

Descripción	Imagen
<p>Tejido plano o plain, un tejido plano es aquel en el que cada hilado longitudinal y transversal pasa por encima de un hilo y por debajo del próximo. Esta construcción proporciona una tela reforzada que es ampliamente usada en aplicaciones generales y garantiza laminados de buen espesor. Este tipo de tela es muy estable, por lo que difícilmente se distorsiona.</p>	
<p>Tejido cruzado o twill: en un tejido cruzado el número de hilados longitudinales que pueden pasar sobre los transversales (y recíprocamente) pueden variarse, dando distintas construcciones de tejidos cruzados. Estos se marcan más fácilmente que los tejidos planos y son fácilmente humedecidos para que se adhieran a la resina.</p>	
<p>Tejido satinado o satín: en las telas del tejido satinado el entrelazado es similar al del cruzado, aunque el número de hilados longitudinales y transversales que pasan recíprocamente por encima y por debajo, antes del entrelazado, es mayor. Por lo tanto, un lado del tejido se construye principalmente con fibras longitudinales, y el otro lado, con transversales. Tiene un excelente acabado superficial, similar al satín, de allí su nombre.</p>	

**Fuente:** Autor

También brindan la seguridad gracias a una mejor resistencia a los impactos y al fuego, ofreciendo un mejor aislamiento térmico y eléctrico. A su vez, enriquecen las posibilidades de diseño, permitiendo aligerar estructuras y realizar formas complejas, aptas para cumplir varias funciones.

“Es cierto que el costo de fabricación de la fibra de carbono es superior al los materiales tradicionales como el acero, sin embargo, ahorrando piezas de enlace y mecanización, reduciendo de manera importante los gastos de mantenimiento y aumentando la vida útil y la seguridad, las ventajas pueden ser notables. Y

realidad, la fibra de carbono como solución representa para la industria un gran avance tecnológico. Es una alternativa, que seguramente no desplazará el uso de los materiales tradicionales pero si será más utilizada como complemento.”

(Ibarra , 2005:98)

#### **2.4.5 PROPIEDADES MECÁNICAS DE LA FIBRA DE CARBONO**

Muchos materiales cuando presenta servicio están sometidos a fuerza o cargas; en tales situaciones es necesario conocer las características del material y diseñar la pieza de tal manera que cualquier deformación resultante no sea excesiva y no se produzca la rotura. El comportamiento mecánico de un material refleja la relación entre la fuerza aplicada y la respuesta del material.

Algunas de las propiedades mecánicas más importantes son la resistencia, la dureza, la ductilidad y la rigidez.

Las propiedades mecánicas de los materiales se determina realizando ensayos cuidadosos de laboratorio que reproducen las condiciones de servicio hasta donde sea posible. Los factores que deben considerarse son la naturaleza de la carga aplicada, su duración, así como las condiciones del medio.

El tiempo de aplicación puede ser de sólo una fracción de segundo o dura un período de varios años. La temperatura de servicio puede ser un factor importante.

El papel de ingeniero de estructuras es determinar las tensiones (también denominados esfuerzos) y las distribuciones de tensiones en los componentes que están sujetos a cargas bien definidas. Esto puede lograrse mediante técnicas experimentales y mediante análisis de tensiones por diferentes medios matemáticos.

Los ingenieros de materiales por otro lado dirigen sus esfuerzos a producir y conformar materiales que puedan soportar las condiciones de servicio predichas por el análisis de tensiones. Esto necesariamente implica un conocimiento de la relación entre la microestructura de los materiales y sus propiedades mecánicas. **(Callister, 2007:203).**

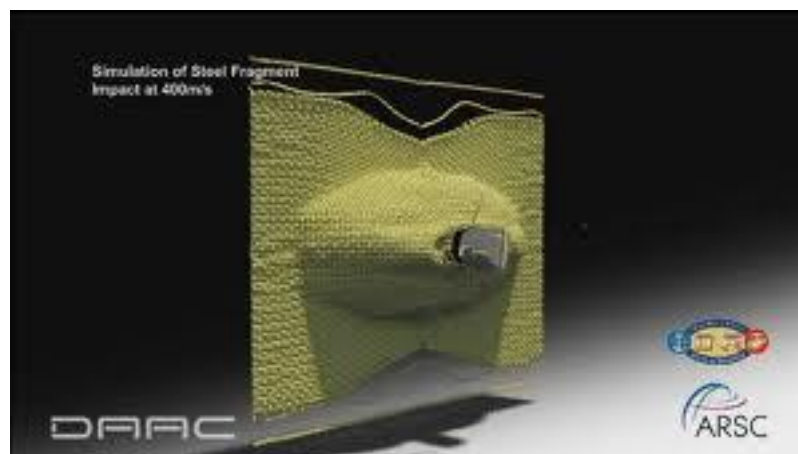
## 2.4.6 PROPIEDADES MECÁNICAS DEL KEVLAR 49 (1140)

Esencialmente hay dos tipos de fibras de kevlar: kevlar 29 y kevlar 49: El kevlar 29 es la fibra tal y como se obtiene de su fabricación. Se usa típicamente como refuerzo en tiras por sus buenas propiedades mecánicas, o para tejidos. Entre sus aplicaciones está la fabricación de cables, ropa resistente (de protección) o chalecos antibalas.

El kevlar 49 se emplea cuando las fibras se van a embeber en una resina para formar un material compuesto. Las fibras de kevlar 49 están tratadas superficialmente para favorecer la unión con la resina. El kevlar 49 se emplea como equipamiento para deportes extremos, para altavoces y para la industria aeronáutica, aviones y satélites de comunicaciones y cascos para motos.

El Kevlar 49, de baja densidad, alta resistencia y módulo elástico, se utiliza para reforzar plásticos de materiales compuestos para aplicaciones aeroespaciales, marina, automoción y otras aplicaciones industriales.

Las propiedades mecánicas del kevlar son muy buenas en comparación con otros elementos existentes en la naturaleza, a continuación se detalla algunos valores de kevlar 29 y 49.



**Figura 2.11:** Sim. de un fragmento de kevlar sometido al impacto de una bala.

**Fuente:** Artículo Kevlar. Disponible en: [www.teflon.blogspot.com](http://www.teflon.blogspot.com)

**Rigidez.-** El kevlar posee una excepcional rigidez para tratarse de una fibra polimérica. El valor del módulo de elasticidad a temperatura ambiente es de

entorno a 80 GPa (kevlar 29) y 120 (kevlar 49).<sup>6</sup> El valor de un acero típico es de 200 GPa.

**Resistencia.-** El kevlar posee una excepcional resistencia a la tracción, de entorno a los 3,5 GPa.<sup>6</sup> En cambio el acero tiene una resistencia de 1,5 GPa. La excepcional resistencia del kevlar se debe a la orientación de sus cadenas moleculares, en dirección del eje de la fibra, así como a la gran cantidad de enlaces por puentes de hidrógeno entre las cadenas, entre los grupos amida.

**Elongación a rotura.-** El kevlar posee una elongación a rotura de entorno al 3,6 % (kevlar 29) y 2,4 % (kevlar 49)<sup>6</sup> mientras que el acero rompe en torno al 1 % de su deformación.<sup>7</sup> Esto hace que el kevlar sea un material más tenaz y absorba mucha mayor cantidad de energía que el acero antes de su rotura.

**Tenacidad.-** La tenacidad del kevlar es en torno a los 50 MJ m<sup>-3</sup>, frente a los 6 MJ m<sup>-3</sup> del acero.

**Propiedades térmicas.-** El kevlar se descompone a altas temperaturas (entre 420 y 480 grados Celsius) manteniendo parte de sus propiedades mecánicas incluso a temperaturas cercanas a su temperatura de descomposición.

El módulo elástico se reduce en torno a un 20 % cuando se emplea la fibra a 180 grados Celsius durante 500 h.<sup>6</sup> Estas propiedad, junto con su resistencia química, hacen del kevlar un material muy utilizado en equipos de protección.

**Otras propiedades:** Conductividad eléctrica baja; alta resistencia química; contracción termal baja; alta dureza; estabilidad dimensional excelente y alta resistencia al corte.

**(Highway, 2008:182)**

#### **2.4.7 ENSAYO DE MATERIALES**

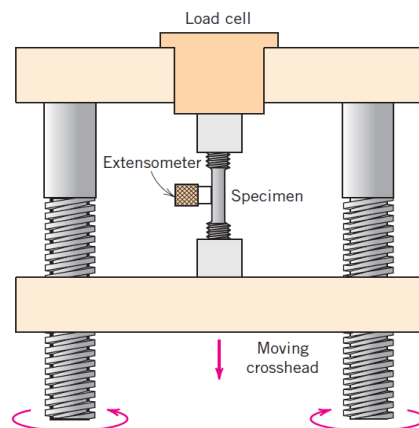
“Para determinar las propiedades mecánicas en la caracterización de los materiales compuestos, se utilizan ensayos destructivos. El proceso de ensayo comienza en tomar determinada cantidad de muestras del material y realizar cierto número de pruebas para caracterizar el comportamiento del mismo. Los ensayos mecánicos se realizan ante circunstancias simuladas y con equipo adecuado para resultados satisfactorios.

La Sociedad Americana para Ensayos y Materiales, ASTM por sus siglas en inglés, ha desarrollado normas para ensayo de materiales entre las cuales se pueden encontrar las normas de caracterización de compuestos.” (Budynas & Nisbett, 2008:175)

#### 2.4.7.1 ENSAYOS DE TRACCIÓN

“Uno de los ensayos mecánicos esfuerzo-deformación más comunes es el realizado a tracción. El ensayo de tracción puede ser utilizado para determinar varias propiedades de los materiales que son importantes para el diseño. Normalmente se deforma una probeta hasta la rotura, con una carga de tracción que aumenta gradualmente y que es aplicada de forma axial a lo largo del eje de la probeta.” (Smith, W. F. 1999)

En cuanto a materiales compuestos reforzados con fibras, el ensayo de tracción se lleva a cabo bajo las regulaciones de la norma D3039/D3039M-00 y se lo realiza utilizando una máquina universal de ensayos como la que se muestra en la Figura 2.5. Como implemento para la realización del ensayo debe utilizarse algún elemento mecánico que garantice que la sujeción de la probeta sea adecuada, de tal forma que el deslizamiento sea mínimo.



**Figura 2.12:** Máquina Universal

**Fuente:** Callister, Materials Science and Engineerig, 2007

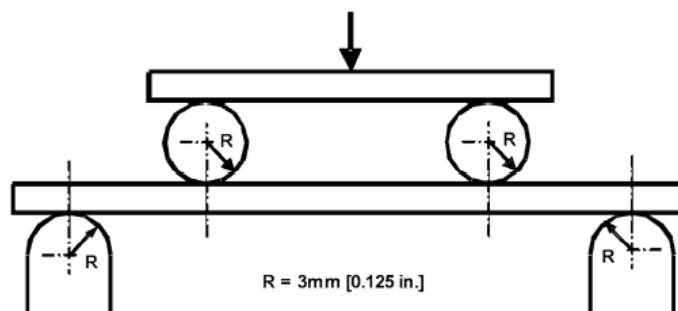
Para probetas de mayores dimensiones se puede utilizar la máquina universal de ensayos. Las probetas a ensayar deben presentar dimensiones específicas

indicadas en la norma mencionada anteriormente. Además, dichas probetas requieren mostrar superficies libres de defectos visibles, fisuras o imperfecciones.

#### 2.4.7.2 ENSAYOS DE FLEXIÓN

Este ensayo es realizado mediante la norma D7264/D7264M-07; este método de ensayo determina la rigidez a la flexión y propiedades de resistencia de un compuesto de matriz polimérica. El procedimiento aplicado corresponde a un sistema de carga en tres puntos utilizando una carga central en una viga con apoyos simples. Las propiedades a flexión pueden variar dependiendo de la superficie de la probeta, pues ningún laminado es perfectamente simétrico. Estas diferencias desviarán el eje neutral y los resultados se verán afectados incluso por la mínima asimetría presente en el laminado.

Las propiedades a flexión también pueden variar de acuerdo al espesor de la probeta, ambientes condicionantes o de ensayo en el que se ejecutan las pruebas, velocidad de aplicación de esfuerzo. Cuando se evalúan distintos materiales, los parámetros deben ser equivalentes para la comparación de todos los datos obtenidos.



**Figura 2.13:** Configuración de carga a flexión en tres puntos utilizada (ASTM D7264/D7264M - 07)

(Fuente: V.H. Guerrero, J. Dávila, S. Gales, P. Pontón, N Rosas. Quito 2011. NUEVOS MATERIALES: APLICACIONES ESTRUCTURALES E INDUSTRIALES, Primera Edición).

Para realización de este ensayo, se requieren al menos 5 probetas por cada condición de ensayo, a menos que se puedan obtener resultados válidos mediante el ensayo de menos probetas, como en el caso de un diseño experimental. Las dimensiones de las probetas requeridas para los ensayos se encuentran indicadas

en la norma ASTM D7264-07, y de igual manera, las respectivas ecuaciones que permiten calcular valores para las propiedades a flexión.

Al igual que en los ensayos de tracción y de impacto, las probetas deben respetar características solicitadas de aspecto superficial, como es la ausencia de fisuras o defectos que influyan erradamente en los resultados del ensayo. Al igual que en el ensayo de tracción, las marcas ocasionadas por operaciones de corte deben ser cuidadosamente eliminadas con una lima fina o un abrasivo. De esta manera se alcanza una pre-selección y preparación de probetas que serán aptas para la realización del ensayo.

#### **2.4.7.2 ENSAYOS DE IMPACTO**

La resistencia al impacto representa la resistencia o tenacidad de un material rígido a la súbita aplicación de una carga mecánica. Es convencionalmente determinado por medición de la energía requerida para fracturar una probeta bajo condiciones normalizadas.

La energía absorbida en la fractura de la probeta estándar se expresa en Joule/m.

El impacto es convenientemente obtenido por la caída de un péndulo. La probeta se mantiene de forma tal que sea rota por un simple vaivén. Dos tipos principales de máquinas de ensayo son usadas:

La Izod en la cual una barra es fijada por un extremo como una viga en voladizo vertical y golpeada a una dada distancia encima de una especificada muesca, a través de la barra

La Charpy, donde la probeta esta en forma horizontal y soportada cerca de cada extremo y golpeada en el centro.

La máquina pendular es práctica en el uso como control.



**Figura 2.14** Máquina para ensayos de impacto.

**Fuente:**tecnologiadelosplasticos.blogspot.com.

## **2.5 HIPÓTESIS**

El material híbrido reforzado con tejido mixto elaborado con fibras de carbono y kevlar estratificado manualmente en base de matriz epóxica cumplirá con las propiedades mecánicas que son necesarias en partes externas de autos.

## **2.6 UNIDADES DE OBSERVACIÓN O DE ANÁLISIS**

### **2.6.1 SEÑALAMIENTO DE LAS VARIABLES**

**2.6.1.1 VARIABLE INDEPENDIENTE:** Polímeros híbridos reforzados con tejido mixto elaborado con fibras de carbono y kevlar.

**2.6.1.2 VARIABLE DEPENDIENTE:** Propiedades mecánicas de partes externas de autos.

**2.6.1.3 TÉRMINO DE RELACIÓN:** Cumplirá.



## **CAPÍTULO III**

### **METODOLOGÍA**

#### **3.1 ENFOQUE**

El presente tema de investigación tendrá un enfoque cuantitativo, porque se obtendrán datos numéricos que nos ayudaran a identificar las propiedades del material necesarias para nuestro estudio; sin embargo también se realiza en una parte de este estudio un análisis cualitativo para identificar aspectos físicos especiales del material compuesto con el tejido mixto elaborado con fibras de carbono y kevlar.

#### **3.2 MODALIDAD Y TIPO DE INVESTIGACIÓN**

##### **3.2.1 MODALIDAD**

Las modalidades de investigación que se ajustan al presente proyecto de estudio son las siguientes:

La investigación que a realizarse es bibliográfica debido a que se va a recurrir a información de documentales, libros, revistas científicas, tesis y páginas Web para tener información referente al tema de investigación.

##### **3.2.2 TIPO**

La investigación consta de modalidad experimental, porque se realizan ensayos destructivos para determinar las cualidades del material y así evaluar el nivel de resistencia aplicada al elemento. Los resultados obtenidos generan un sistema de estandarización experimental para su posterior aplicación en la industria.

Además el estudio tiene un nivel explicativo por que brinda resultados necesarios para dar una explicación a la industria sobre las ventajas mecánicas de aplicar el material dentro de su producción a pesar de tener mayor costo con relación a otras opciones.

### **3.3 POBLACIÓN Y MUESTRA**

#### **3.3.1 POBLACIÓN**

La presente investigación tendrá como población dos tipos de probetas elaboradas a partir de matrices de resina epóxica reforzadas con fibras de carbono y kevlar, éstas probetas serán sometidas a esfuerzos normales, a las que se les aplicará cada uno de los estudios necesarios para identificar sus cualidades.

#### **3.3.2 MUESTRA**

Para el ensayo a tracción se tomarán 14 probetas de dos diferentes configuraciones y se evaluarán en función a la norma ASTM D 3039-08, posteriormente se realizará la evaluación de 7 probetas según la norma ASTM D 7263M-07 que corresponde a flexión de las probetas que presenten mejores propiedades en el ensayo anterior; en cuanto al ensayo de impacto se tomarán 7 muestras basandonos en la norma ASTM D 5628-07 del material que presente mejores propiedades a flexión. Las normas que se presentan son las que regirán los ensayos y tienen un proceso de desarrollo establecido.

### 3.4 OPERACIONALIZACIÓN DE VARIABLES

#### 3.4.1 VARIABLE INDEPENDIENTE

V.I.: Polímeros híbridos reforzados con tejido mixto elaborado con fibras de carbono y kevlar

**Tabla 3.1:** Operacionalización de la variable independiente

Conceptualización	Dimensiones	Indicadores	Ítems	Técnicas e Instrumentos
El material compuesto es un polímero híbrido elaborado a partir de una matriz epóxica reforzado con un tejidos de fibra de carbono, y tejido mixto de fibras de carbono y kevlar; dentro de un proceso de estratificación manual.	-Tejidos de Refuerzo	-Tipo de tejido.	-Tejido tipo Plain (plano). -Tejido tipo Twill (cruzado).	Observación Catálogos Fichas de observación
	-Polímeros híbridos compuestos	-Configuración de los tejidos.	-Hilado longitudinal y transversal para las fibras de carbono y kevlar respectivamente. - Laminado cuasi-isótropo con 8 capas de tejido híbrido.	Normas ASTM
		-Configuración del material compuesto	-Laminado cuasi-isótropo con 4 capas de tejido de carbono -Estratificación manual.	Observación Fichas de observación
		-Proceso de estratificación	-Empacado al vacío	Normas ASTM

### 3.4.2 VARIABLE DEPENDIENTE

V.D.: Propiedades mecánicas de partes externas de autos

**Tabla 3.2:** Operacionalización de la variable dependiente

Conceptualización	Dimensiones	Indicadores	Ítems	Técnicas e Instrumentos
Las propiedades mecánicas indican el comportamiento de un material cuando se encuentra sometido a fuerzas exteriores o cargas, que son evaluadas mediante ensayos específicos bajo especificaciones técnicas y normas.	-Tracción	-Módulo de Elasticidad -Resistencia a la tracción	90-194 GPa 2,5-3,6 Gpa	Observación: Formatos para toma de datos.
	-Flexión	- Esfuerzo máximo a flexión	(11 – 28) Kg/mm <sup>2</sup>	Observación: Formatos para toma de datos.
	-Impacto	-Resistencia al Impacto.	Energía de Impacto. (3.0 – 5.0) (E=hwf) [J]	Observación: Formatos para toma de datos.

**Fuente:** Autor

### **3.5 PLAN DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN**

El procedimiento de observación se compone de forma participante, estructurada, directa, indirecta e individual; por tratarse de una investigación técnica. Además de instrumentos de apoyo como registros, artículos, catálogos, internet y material bibliográfico referente al tema.

### **3.6 PROCESAMIENTO Y ANÁLISIS DE LA INFORMACIÓN**

El procesamiento adecuado de la información consta de los siguientes aspectos:

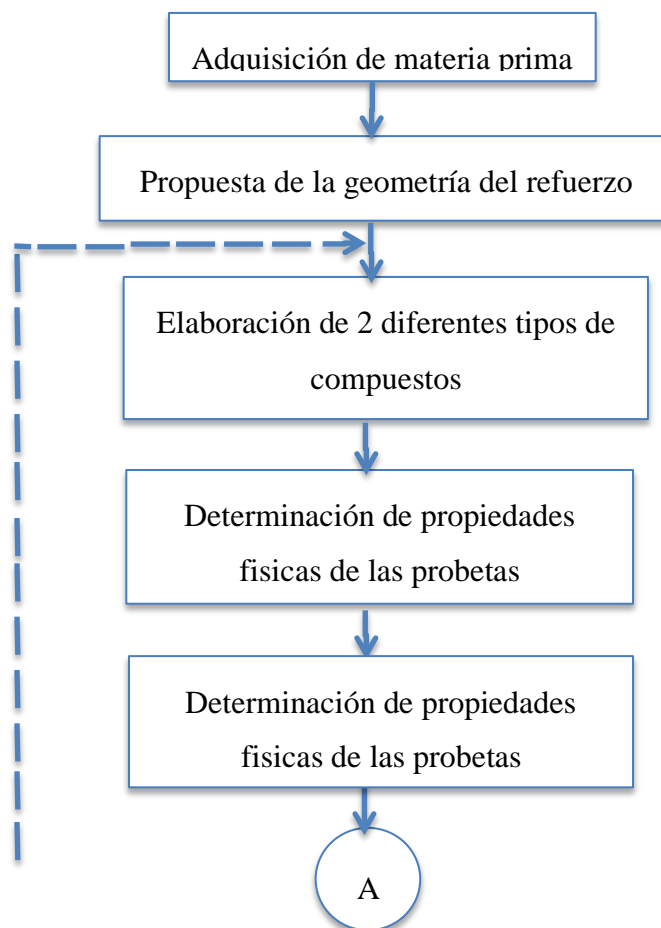
- Se revisará de forma crítica toda la información, además se seleccionará la información explícitamente necesaria.
- Describir los resultados obtenidos mediante las pruebas.
- Se analizará los resultados obtenidos en los ensayos.
- Analizar la hipótesis en relación con los resultados obtenidos para su respectiva verificación.

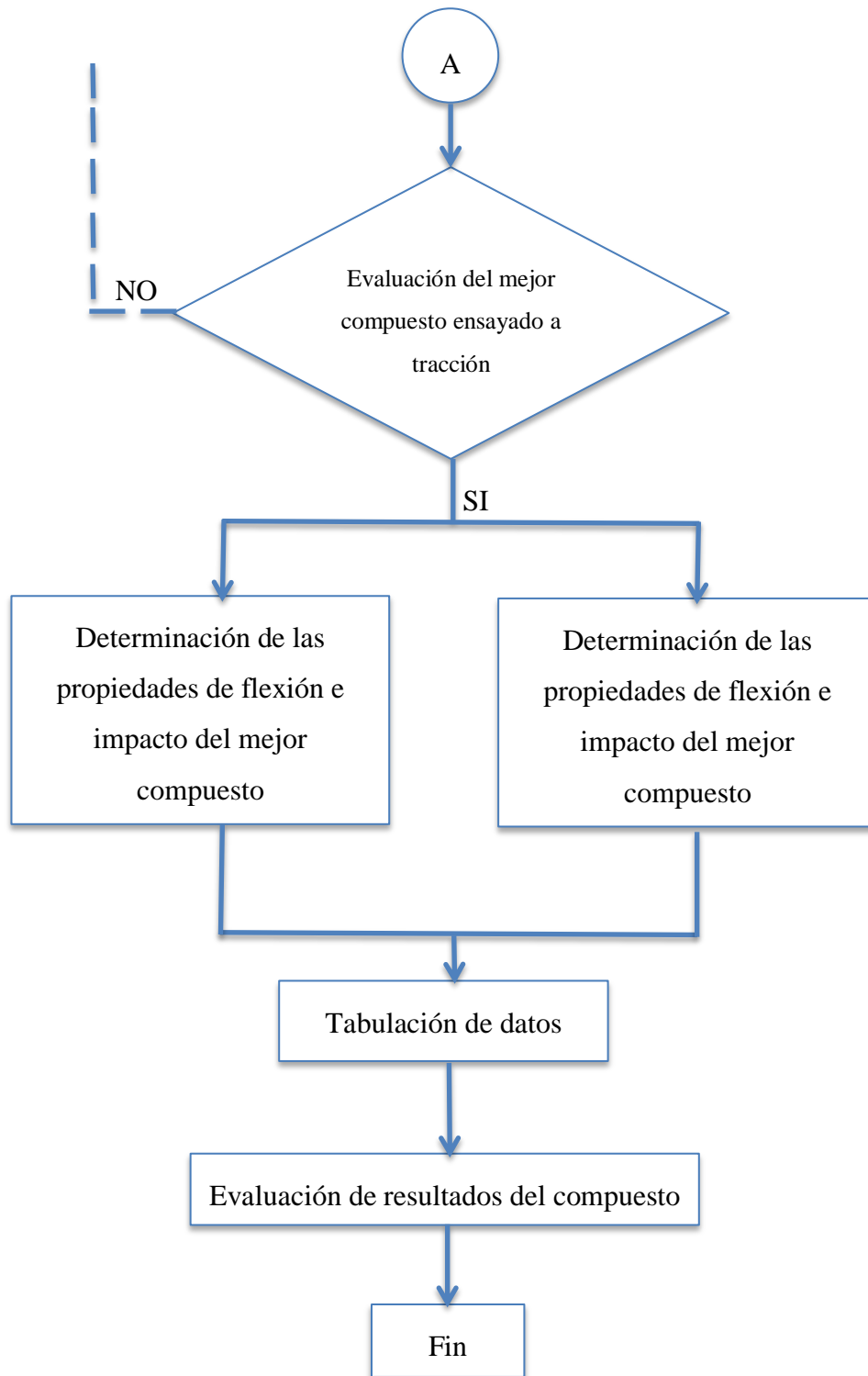
## CAPÍTULO IV

### ANÁLISIS E INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS

#### 4.1 ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS

Organigrama de trabajo para el estudio.





En éste estudio el análisis de resultados se lo realiza conjuntamente con el estudio de polímeros híbridos estratificados de matriz epóxica reforzada con tejido mixto

elaborado con fibras de carbono y kevlar y su incidencia en las propiedades mecánicas que son importantes en partes específicas de vehículos.

#### **4.1.1 DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES DE LOS COMPONENTES DEL MATERIAL HÍBRIDO.**

Las propiedades de los componentes se las obtuvo de manera individual, todo a través de manuales proporcionados por los fabricantes de cada uno de los materiales utilizados.

##### **4.1.1.1. CARACTERÍSTICAS Y PROPIEDADES FÍSICAS DE LA RESINA EPÓXICA.**

Debemos destacar que la resina epóxica a diferencia de la resina poliéster, tiene una contracción de moléculas que prácticamente es despreciable, por ese motivo es el material elegido por excelencia en los laminados de alta calidad.

Ver Anexo 1: Ficha técnica de la resina epóxica.

##### **4.1.1.2 PROPIEDADES FÍSICAS Y CONFIGURACIÓN DEL TEJIDO MIXTO A UTILIZAR.**

Ver Anexo 2: Fichas técnicas de las fibras sintéticas.

#### **4.1.2 FRACCIÓN VOLUMETRICA.**

Ver Anexo 3: Guía de elaboración de compuestos de fibra sintética en matriz epóxica (Cálculo de cobertura).

##### **4.1.2.1 PROPUESTA DE LA GEOMETRÍA DEL TEJIDO DE REFUERZO**

Partiendo de las fibras sintéticas, podemos afirmar que su estructura se compone de tramas de hilos en distintas direcciones, una de ellas se encuentran en dirección longitudinal, reciben el nombre de urdimbre y se encuentran entrelazadas por fibras en dirección transversal, denominadas tramas. Esto hace que el tejido sea equilibrado y que su principal característica sea la uniformidad en las direcciones a  $0^\circ$  y  $90^\circ$ .

En el libro de Elasticidad y Resistencia de Materiales II de la Universidad Carlos III

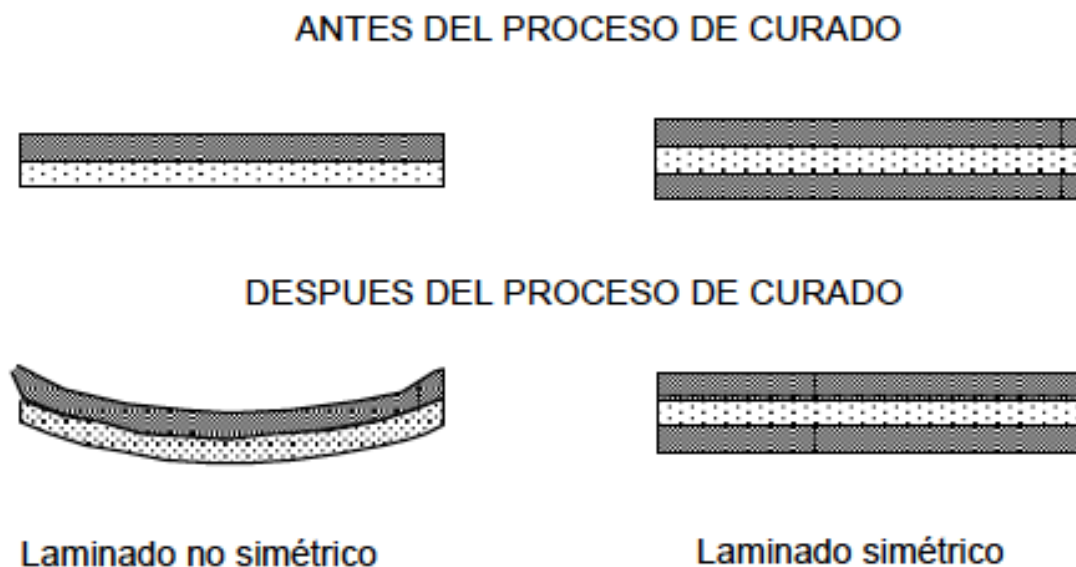


de Madrid. Se definió que un laminado es un conjunto de láminas apiladas unas sobre otras y que, su proceso de fabricación, garantiza la continuidad de la matriz en la dirección ortogonal al plano de las mismas. En otras palabras: cada una de las lámina trabaja conjuntamente con las otras.

El extenso análisis numérico de todos los tipos de laminados de refuerzo, presentado por el área de Mecánica de medios continuos y Teoría de estructuras de la Universidad de Madrid; obtiene importantes datos en los cuales nos hemos apoyado para la realización de nuestra investigación:

El laminado ofrece una ventaja importante al ingeniero para que éste pueda aprovechar lo máximo posible las características resistentes de los materiales que configuran el material compuesto, orientando las fibras en diferentes direcciones en cada lámina.

Cuando el laminado no es simétrico estas dilataciones, que son diferentes según la dirección de las fibras o según la dirección ortogonal a ellas, pueden producir la deformación del laminado y la aparición de tensiones internas de origen térmico.

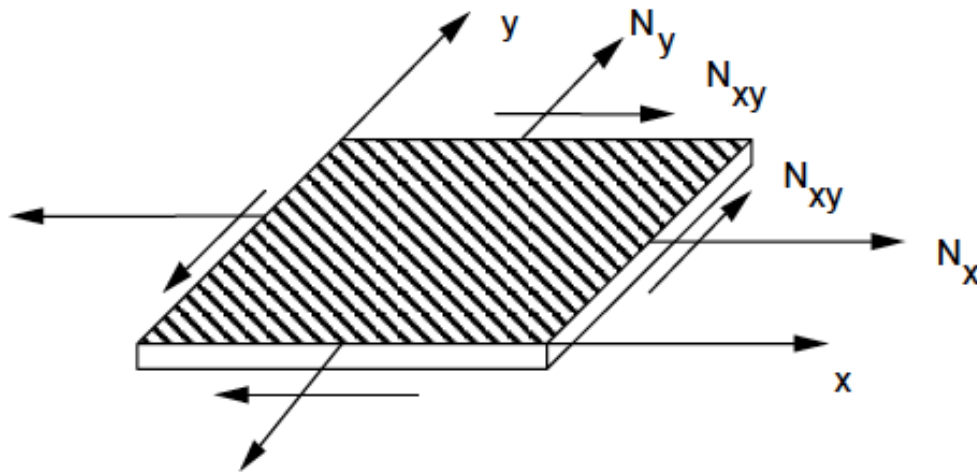


**Figura 4.1.** Efecto del proceso de curado en un laminado

**Fuente:** NAVARRO C, Barbero E.. 2008. Elasticidad y Resistencia de Materiales II, Universidad Carlos III de madrid., Pág. (115)

Sin embargo, cuando el laminado es simétrico, se minimizan estas tensiones

residuales de origen térmico, no apareciendo deformaciones de conjunto en el laminado, tal como se puede apreciar en la Figura 4.2.

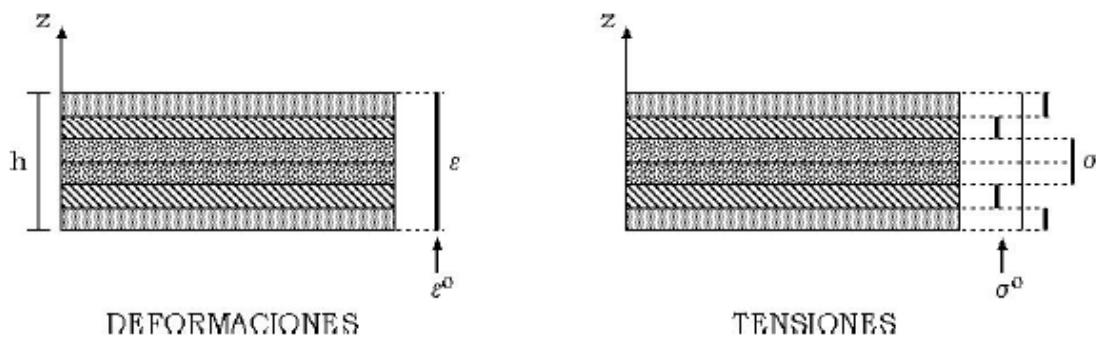


**Figura 4.2.** Definición de los esfuerzos que actúan sobre el laminado

**Fuente:** NAVARRO C, Barbero E.. 2008. Elasticidad y Resistencia de Materiales II, Universidad Carlos III de madrid., Pág. (117)

### Teoría clásica de laminados.

“En esta teoría, las láminas se suponen con comportamiento ortótropo y trabajando en tensión plana y perfectamente unidas unas a otras; es decir, el campo de desplazamientos en el interior del laminado es continuo sin que, por lo tanto, puedan unas láminas deslizar sobre otras.” (NAVARRO & Barbero,2008:120-121)



**Figura 4.3.** Distribución de tensiones y deformaciones en un laminado simétrico sometido a cargas en su plano

**Fuente:** NAVARRO C, Barbero E.. 2008. Elasticidad y Resistencia de Materiales II, Universidad Carlos III de madrid., Pág. (116,127)

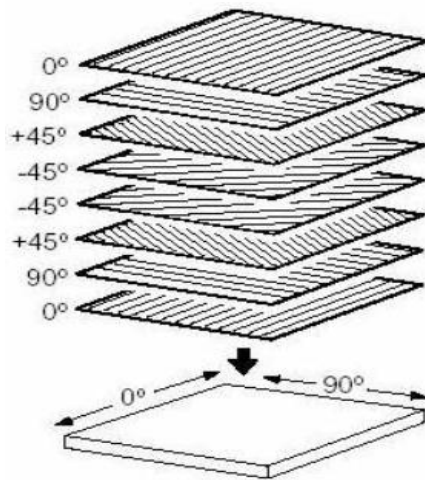
Como se observa en esta figura, la deformación en todas lámina es la misma,  $\epsilon_0$ , mientras que, las tensiones actuantes en cada lámina, son distintas si bien la distribución de tensiones es simétrica respecto al plano medio.

Dentro de las todas las posibilidades que existen de apilar un conjunto de láminas unidireccionales idénticas, existe un tipo particular de secuencia de apilamiento que merece la pena ser estudiados más en detalle. Estos son los laminados cuasi-isótropos ("quasi-isotropic laminates"); donde se pretende conseguir, mediante una apropiada secuencia de apilamiento, que su rigidez longitudinal sea la misma en todas las direcciones. Como se puede comprender fácilmente, para conseguir un laminado de igual rigidez en cualquier dirección, se necesitaría un elevado número de láminas y que la orientación de las fibras de cada una de ellas variase muy poco respecto de las de su inmediatamente anterior. Aunque estos laminados se denominen cuasi-isótropos, no se comportan como los materiales homogéneos e isótropos.

**(NAVARRO & Barbero,2008:130)**

A continuación se detalla la configuración tomando en cuenta el número de capas necesarias y considerando el espesor final de la probeta, la primera capa se la colocara a  $0^0$ , las siguientes a  $90^0$ ,  $45^0$ ,  $-45^0$ ,  $-45^0$ ,  $45^0$ ,  $90^0$  y finalmente concluimos con una capa a  $0^0$  con lo que obtenemos un laminado uniforme de 8 capas.

Este tipo de laminado en nuestro caso se ha establecido como laminado cuasi-isótropo, y se muestra en la figura 4.1.



**Figura 4.4.** Laminado cuasi-isótropo

**Fuente:** [www.hexcel.com](http://www.hexcel.com)

Tomando en cuenta teorías y resultados de investigaciones realizadas, se llega a concluir una única configuración y posteriormente determinar que el número de probetas necesario para nuestra investigación es de 21; siendo este el número exacto para cumplir con los diferentes ensayos de tracción, flexión e impacto; con un número de 7 probetas respectivamente para cada ensayo.

#### **4.1.2.2 PROPUESTA DE LA FRACCIÓN VOLUMÉTRICA DEL COMPUESTO HÍBRIDO A UTILIZAR.**

Es necesario determinar la fracción volumétrica partiendo de los literales 4.1.1.1, 4.1.1.2 y 4.1.2 en los que se detallan los parámetros necesarios para la elaboración de piezas de matriz epoxi reforzada con tejidos híbridos.

Las fracciones volumétricas que se proponen para el estudio están directamente relacionadas con los dos siguientes parámetros:

**Probetas tipo A:** MATERIAL COMPUESTO = MATRIZ DE RESINA EPOXICA + 100% TEJIDO HIBRIDO DE REFUERZO (CARBONO Y KEVLAR)



**Gráfico 4.1.** Tejido de refuerzo 100% tejido mixto (Carbono & kevlar)

**Fuente:** Realizado por el Autor

**Probetas tipo B:** MATERIAL COMPUESTO = MATRIZ DE RESINA EPOXICA  
+ 50% TEJIDO HIBRIDO DE REFUERZO (CARBONO Y KEVLAR)+ 50%  
TEJIDO DE FIBRA DE CARBONO



**Gráfico 4.2.** Tejido de refuerzo 50% tejido mixto & 50% fibra de carbono

**Fuente:** Realizado por el Autor

Porcentaje óptimo de matriz epoxi: 300 gr según los literales 4.1.1.1 y 4.1.1.3

Donde establece que se debe utilizar 300 gr de resina epoxi por cada metro cuadrado de tejido plano, entonces:

300gr = 0,2654 lt. de resina epóxica por cada metro cuadrado de material de refuerzo.

Por lo tanto se tiene los siguientes datos:

### Porcentajes de Resina con relación al Tejido Híbrido

Volumen del tejido híbrido=  $0,000125 m^3 = 0,125 \text{ lt}$

Volumen de la matriz epóxica= 0,2654 lt.

Entonces a partir de la relación:

$$V_f + V_m = V_c$$

Donde:

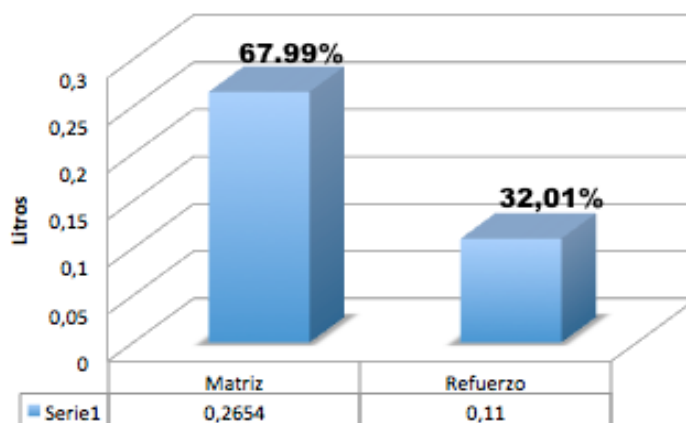
$V_f$  = Volumen del tejido híbrido

$V_m$  = Volumen de la matriz epoxica

$V_c$  = Volumen del Compuesto

$$V_c = 0,125 \text{ lt} + 0,2654 \text{ lt}$$

$V_c = 0,3904 \text{ lt.}$



**Figura 4.5.** Evaluación de los porcentajes de fracción volumétrica con refuerzo de tejido híbrido

**Fuente:** Autor

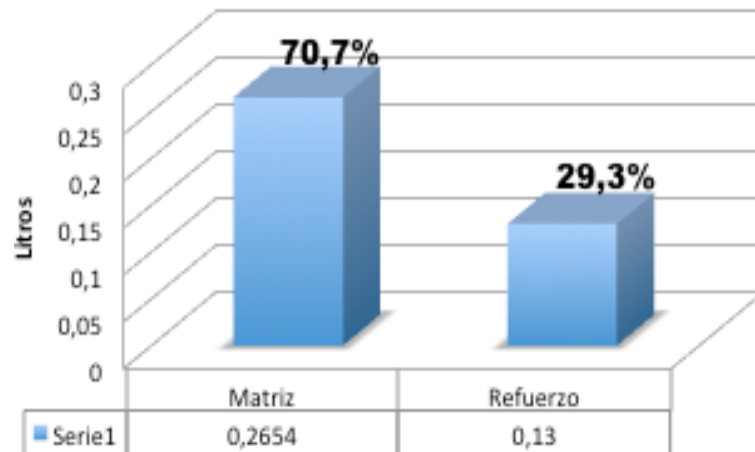
### Porcentajes de resina con relación al Tejido de Fibra de Carbono

Volumen de la fibra sintética =  $0,000110 \text{ m}^3 = 0,11 \text{ lt}$

Volumen de la matriz epóxica =  $0,2654 \text{ lt}$ .

$$V_c = 0,11 \text{ lt} + 0,2654 \text{ lt}$$

$V_c = 0,3754 \text{ lt}$ .



**Figura 4.6.** Evaluación de los porcentajes de fracción volumétrica con refuerzo de fibra de carbono

**Fuente:** Autor

### 4.1.3 ELABORACIÓN DE PROBETAS PARA ENSAYOS.

Partiendo del literal 4.1.2.1 donde se determina el número de elementos que serán sometidos a ensayo, se procede a la manufactura de las matrices para las probetas se realizó en los laboratorios de la Carrera de Ingeniería Mecánica de la Universidad Técnica de Ambato; la elaboración de probetas del material compuesto se lo llevó a cabo con una combinación de dos procesos, siendo el primero el proceso de impregnación manual de las capas de tela en distintas posiciones combinadas con resina epóxica sobre una base o molde, en el segundo proceso se colocó el molde con las capas de pre-impregnado dentro de bolsas plásticas especiales, para que posteriormente sean selladas y empacadas al vacío, esto nos ayudara a un pliegue perfecto entre capas además de obtener una superficie uniforme en la matriz y extraer los excesos de resina de las matrices; para finalizar se realizó un curado a temperatura

determinada. Las probetas se las obtuvo de una matriz primaria, la cual mediante corte se dividieron en siete elementos con las medidas establecidas en cada una las normas que rigen cada uno de los ensayos de tracción, flexión e impacto respectivos.

#### 4.1.3.1 DIMENSIONAMIENTO DE LAS PROBETAS REQUERIDAS PARA LOS ENSAYOS.

El dimensionamiento de las probetas se lo realiza a partir de los ensayos de tracción, flexión e impacto propuestos anteriormente y en función de cada una de la normas que regulan cada uno de estos. Las fracciones volumétricas se presentan por separado debido a que las matrices para cada ensayo se realiza de forma individual.

**Tabla 4.1.** Dimensionamiento de probetas para cada uno de los ensayos.

<b>DIMENSIONAMIENTO DE PROBETAS PARA ENSAYOS DE TRACCIÓN, FLEXIÓN E IMPACTO SEGÚN LAS NORMAS ASTM D3039-00, ASTM D7264-07 Y ASTM D5628-10 RESPECTIVAMENTE.</b>					
e= espesor de las probetas en función del número de capas					
<b>Ensayo</b>	<b>Norma</b>	<b>Dimensiones (mm) largo/ancho/espesor</b>	<b>Configuración del refuerzo</b>	<b>Tipo de laminado</b>	<b>Núm. de probetas</b>
Tracción	ASTM D3039-00	250x25xe	Tejido	Cuasi-isótropo	14
Flexión	ASTM D7264-07	160x13xe	Tejido	Cuasi-isótropo	7
Impacto	ASTM D5628-10	58x58xe	Tejido	Cuasi-isótropo	7
Total:					35

Fuente: Autor



La normativa que rige el dimensionamiento abarca principalmente el largo y el ancho de las probetas, pero el espesor es variable debido a que viene establecido por el número de capas de tejido que es igual a 8 y la fracción volumétrica establecida en el literal 4.1.3.2.

#### **4.1.3.2 PROCESO DE ESTRATIFICACIÓN PARA ELABORACIÓN DE PROBETAS.**

El proceso de estratificación para elaborar materiales compuestos consiste en combinar resina epóxica de laminación con las fibras sintéticas obteniéndose de ésta manera un laminado altamente resistente y liviano. El número de capas está estrictamente determinado en el literal 4.1.3.1 donde especifica que es un laminado simétrico por lo tanto nuestra primera capa siempre debe ser la 0° la siguiente a -45°, +45°, 90°, 90°, +45°, -45° y finalmente terminamos con la capa a 0° todo con respecto a la dirección del tejido, el acabado final consta de un laminado base a 8 capas.

Es de gran importancia realizar el cálculo previo para la combinación de los elementos que conforman el compuesto, estos deben estar de acuerdo con el literal 4.1.3.2 donde propone la fracción volumétrica necesaria para determinar los porcentajes idóneos para la combinación de resina epóxica en función de la cantidad de refuerzo a utilizarse.

La combinación de las fibras junto con la resina epóxica finaliza con la polimerización que se alcanza después de haber transcurrido 36 horas de la preparación de la mezcla, el proceso de polimerización puede durar hasta 7 días dependiendo del tipo de resina, temperatura de secado y combinación de compuestos que se han de utilizar.

Se detalla que el secado de las probetas se lo realizo a 20 grados centígrados.

El proceso de fabricación de las probetas se lo realizó tomando en cuenta las especificaciones industriales necesarias, por lo tanto se realizará la construcción con los siguientes pasos:

#### Corte del tejido

El procedimiento adecuado para realizar el corte del tejido se basa específicamente en realizar lineamientos con cinta adhesiva para evitar el desprendimiento de las fibras debido a que es un tejido, es decir que por la posición de las fibras en forma longitudinal y transversal tienden a desprenderse unas fibras de otras.



**Gráfico 4.3.** Trazado de medidas en el tejido

**Fuente:** Realizado por el Autor

Una vez delineado el tejido con las medidas necesarias para cada probeta se procede al corte, se lo debe realizar con cuidado y para que no se desprendan los hilos se lo puede realizar de mejor manera con una tijera para así obtener cortes lo más exactos posibles, sin daños que puedan hacer que se desperdicie material.



**Gráfico 4.4.** Corte del tejido

**Fuente:** Realizado por el Autor

Entonces se han obtenido 8 cortes específicos con el direccionamiento establecido del tejido para cada una de las probetas en los tres diferentes ensayos a realizarse.



**Gráfico 4.5.** Clasificación de los cortes

**Fuente:** Realizado por el Autor

### Preparación del molde

El molde debe tener una superficie que sea lo más regular y menos porosa posible para facilitar el desmolde posterior y no poseer ángulos negativos que dificulten la extracción de la matriz. Por este motivo escogimos trozos de cristal con las medidas específicas para cada matriz para que puedan ser utilizados como moldes base.



**Gráfico 4.6.** Obtención del molde

**Fuente:** Realizado por el Autor

El primer paso es limpiar completamente el cristal, luego aplicar un agente desmoldante. En nuestro caso utilizamos 2 capas de cera para pisos, esto para evitar que se adhiera el compuesto al molde.



**Gráfico 4.7.** Aplicación de cera en el molde

**Fuente:** Realizado por el Autor

### Preparación de la mezcla

Las cantidades de resina y endurecedor a utilizarse en la mezcla vienen establecidas en el Anexo 1. Donde se detalla una guía técnica del proceso de utilización de la resina epóxica. Se debe tener muy presente no intentar cambiar las proporciones de resina y endurecedor para variar el tiempo de secado, debido a que su composición está estudiada y cualquier variación haría que la mezcla no cure o quede pegajosa.

Una vez mezclados los dos componentes se debe agitar bien por 3 minutos pero de manera lenta y evitando que queden residuos sin mezclar en el fondo del recipiente, para así tener una mezcla homogénea. No se debe mezclar grandes cantidades de resina porque su tiempo de utilización es limitado antes de que comience a endurecerse. A continuación se presenta el cálculo de la fracción volumétrica de cada matriz para cada ensayo.

### **Cálculo de la fracción volumétrica de las matrices para ensayos a tracción**

Datos del corte de tejido:

Largo = 0,27 m.

Ancho = 0,19 m.

Area=  $0,0513m^2$ .

Considerando que se debe utilizar 300 gr de resina epóxica por cada metro cuadrado de tejido plano.

Entonces se debe tener una cantidad idónea para cada elemento como se detalla a continuación :

Volumen de la matriz epóxica= **0,0406lt**

Entonces a partir de la relación:

$$V_f + V_m = V_c$$

$$V_c = 0,0935lt + 0,104lt$$

$$V_c = \mathbf{0,1975lt}$$

### **Cálculo de la fracción volumétrica de las matrices para el ensayo a flexión**

Datos del corte de tejido:

Largo = 7,28plg

Ancho = 4,72plg

Espesor = 0,01 plg.

Número de capas = 8

Volumen de una capa =  $0,34 \text{ plg}^3 = 0,00563 \text{ lt}$

Volumen total del tejido híbrido =  $2,72 \text{ plg}^3 = \mathbf{0,0445 \text{ lt}}$

Considerando que se debe utilizar 300 gr (0,2654 lit.) de resina epoxi por cada metro cuadrado de tejido plano ( $18 \text{ plg}^3 \text{ --- } 0,2949 \text{ lt}$ ).

Entonces:

Volumen de la matriz epóxica= **0,0401lt**

Entonces a partir de la relación:

$$V_f + V_m = V_c$$

$$V_c = 0,0401 \text{ lt} + 0,0445 \text{ lt}$$

$$V_c = \mathbf{0,085 \text{ lt}}$$

### **Cálculo de la fracción volumétrica en la matriz para impacto**

Datos del corte de tejido:

Largo = 10,23 plg.

Ancho = 5,9 plg.

Espesor = 0,01 plg.

Número de capas = 8

Volumen de una capa =  $0,6 \text{ plg}^3 = 0,0098 \text{ lt}$

Volumen total del tejido híbrido =  $4,83 \text{ plg}^3 = \mathbf{0,079 \text{ lit.}}$

Considerando que se debe utilizar 300 gr (0,2654 lit.) de resina epoxi por cada metro cuadrado de tejido plano ( $18 \text{ plg}^3 \text{ --- } 0,2949 \text{ lt}$ ), entonces:

Volumen de la matriz epóxica= **0,071 lit.**

Entonces a partir de la relación:

$$V_f + V_m = V_c$$

$$V_c = 0,071 \text{ lt} + 0,079 \text{ lt} \quad V_c = \mathbf{0,15 \text{ lt.}}$$



Se debe tomar en cuenta que la mezcla se la realiza en recipientes de cristal, el tiempo de trabajo máximo es de 25 minutos a temperaturas inferiores a  $15^{\circ}C$ .



**Gráfico 4.8.** Preparación de la mezcla

**Fuente:** Realizado por el Autor

#### Estratificación manual

El método de estratificación por contacto manual (Hand lay-up) utilizado en la fabricación de las probetas consiste en colocar sobre el molde los cortes del tejido e impregnándolos con resina epóxica por medio de una brocha, posteriormente se desplaza un rodillo sobre la superficie de cada capa para obtener uniformidad en las cantidades de resina sobre el tejido; se repite el proceso para cada una de las 8 capas que son necesarias para la elaboración de nuestro material.



**Gráfico 4.9.** Estratificación manual

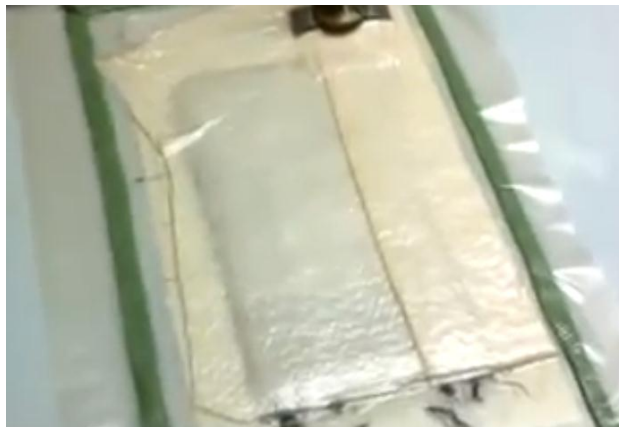
**Fuente:** Realizado por el Autor

### Prensado realizado por el método de empacado al vacío

Para garantizar que el laminado quede absolutamente plano y uniforme se procede a extraer las burbujas de aire utilizando el proceso de empacado al vacío (vacuum bagging), de esta manera evitamos que se levanten los bordes en el proceso de secado y para evitar un exceso de resina.

El proceso consta en cubrir el laminado con un acetato y posteriormente con una tela absorbente para que se alojen aquí los excesos de resina y obtener mejores resultados.

Luego se procede a colocar el molde con las capas de tejido impregnadas con resina dentro de una bolsa para empacado al vacío, posteriormente ocurre el sellado de la bolsa y con una válvula conectada a una bomba de vacío se extrae el aire de la bolsa durante un tiempo determinado.



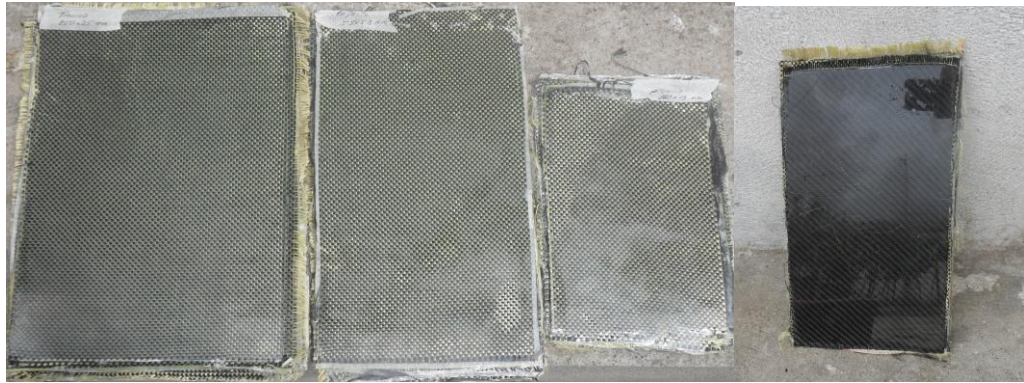
**Gráfico 4.10.** Empacado al vacío

**Fuente:** Realizado por el Autor

### **4.1.3.3 PROCESO DE OBTENCIÓN DE PROBETAS MEDIANTE CORTE A PARTIR DE UNA MATRIZ**

Por medio del proceso anterior hemos obtenido tres matrices del material compuesto de las cuales mediante corte hemos obtenido probetas para cada uno de los ensayos.

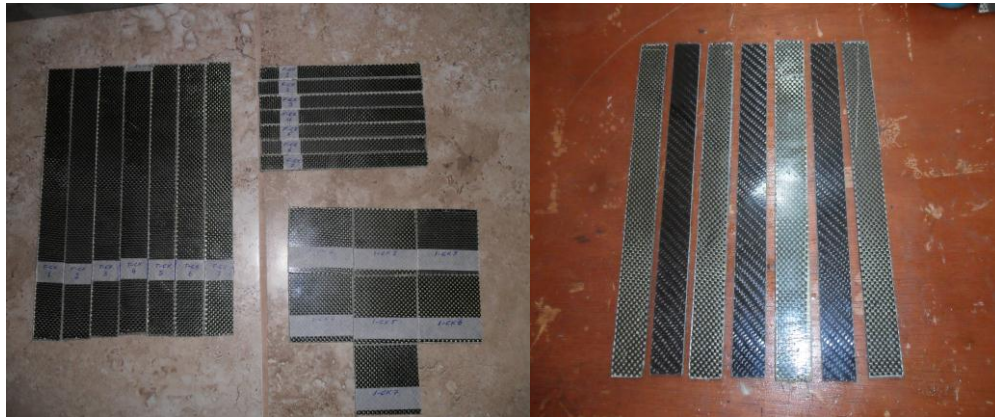




**Gráfico 4.11.** Matrices del material compuesto

**Fuente:** Realizado por el Autor

Luego se cortan las láminas principales para la obtención de probetas a ser utilizadas en los ensayos de tracción, flexión e impacto por medio de una máquina de corte automática, previamente delineadas de manera exacta para procurar uniformidad.



**Gráfico 4.12.** Probetas obtenidas mediante corte

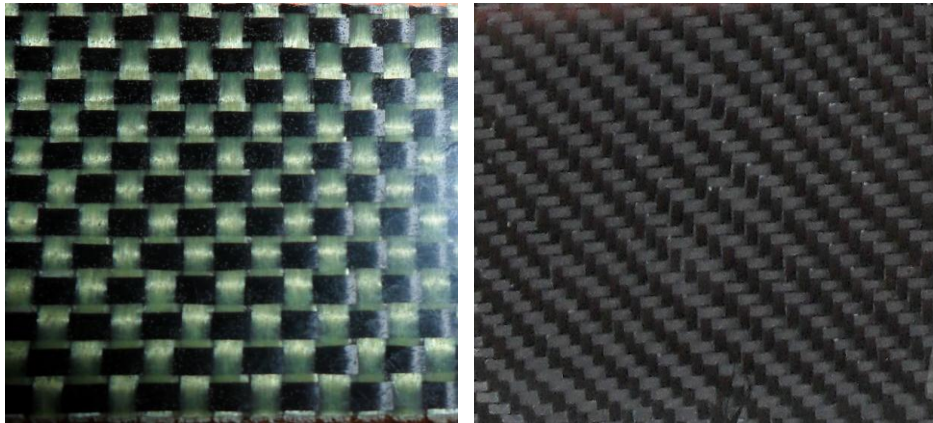
**Fuente:** Realizado por el Autor

#### **4.1.4 ANÁLISIS VISUAL**

##### **4.1.4.1 ESTUDIO MACROMECAÁNICO**

El estudio macromecánico establece directamente un análisis visual del material compuesto, todo en cuando corresponde a la forma, textura, uniformidad, calidad del impregnado, etc.; además se evalúa el tipo de laminado que en nuestro caso tiene características ortotrópicas en un compuesto multicapa que ocurre en los laminados de plástico reforzado con fibras bajo determinadas condiciones.

**Tabla 4.2:** Evaluación visual del material compuesto.

<b>Análisis visual de las matrices de material compuesto de fibra de carbono y fibra de kevlar en matriz epóxica</b>		
		
<b>Características</b>	<b>Observación</b>	<b>Criterio Aceptable/ No Aceptable</b>
Descripción	Material reforzado en matriz polimérica que presenta dos tipos de fibras.	<b>A</b>
Tejido	Tejido conformado por fibras de carbono y kevlar & tejido de fibra de carbono.	<b>A</b>
Apariencia	Material de espesor uniforme, bastante resistente y buena estética.	<b>A</b>
Impregnado	El impregnado de resina en tejido de refuerzo es totalmente uniforme en todo el material.	<b>A</b>
Color	Se compone de dos colores negro para la fibra de carbono y verde para el kevlar.	<b>A</b>
Olor	Presenta un aroma muy peculiar, semejante al caucho.	<b>A</b>

**Fuente:** Autor

La macrografía del material compuesto se realizó de manera visual de acuerdo a la descripción de la tabla 4.2.

Un laminado “ortotrópico multicapa” es ortotrópico únicamente si las capas están ordenadas simétricamente, es decir, la primera debe ser igual a la última, todo con respecto a la dirección de una de las fibras. Por lo tanto se llega a la conclusión que se debe procurar tener un laminado cuasi isótropo

#### **4.1.5 DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES DEL MATERIAL COMPUESTO**

Se ha considerado de gran importancia para nuestro estudio evaluar el material compuesto y de manera experimental obtener parámetros referenciales para evaluar sus diferentes cualidades, esto en cuanto tiene que ver a las propiedades físicas y mecánicas que son necesarias en partes externas de autos.

##### **4.1.5.1 DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES FÍSICAS DEL COMPUESTO**

A continuación se determinarán las diferentes propiedades de manera experimental a partir de las probetas del material híbrido obtenidas desde una matriz, cada una con las medidas establecidas en las diferentes normas. Se propone la denominación T-CK, F-CK para las probetas de tracción y flexión respectivamente, del material compuesto el tejido híbrido en matriz epóxica; Para las probetas del material compuesto por 50% de tejido híbrido y 50% de tejido de fibra de carbono se propone la denominación T-CK/C, F-CK/C de igual manera para los ensayos de tracción y flexión. Para la evaluación de las propiedades físicas se tomó cada una de las probetas de cada uno de los diferentes ensayos a realizarse, las propiedades que hemos considerado necesarias son: peso, volumen y densidad que se obtendrán a partir de los diferentes procedimientos que a continuación se detallan:

##### **Volumen**

Para obtener el volumen de las probetas se realizó la medición de cada una, en donde consta largo, ancho y espesor .



**Gráfico 4.13.** Medición de probetas

**Fuente:** Realizado por el Autor

**Tabla 4.3:** Medición de probetas para ensayos de tracción.

Tipo de Ensayo	Denominación	Altura	Ancho	Espesor	Volumen
					[cm <sup>3</sup> ]
TRACCIÓN	T-CK1	25,10	2,54	0,23	14,66
	T-CK2	25,15	2,58	0,23	14,92
	T-CK3	25,05	2,55	0,23	14,69
	T-CK4	24,90	2,55	0,23	14,60
	T-CK5	25,00	2,55	0,23	14,66
	T-CK6	25,10	2,57	0,23	14,84
	T-CK7	25,12	2,55	0,23	14,73
	T-CK/C1	25,50	2,46	0,24	15,06
	T-CK/C2	25,10	2,44	0,24	14,70
	T-CK/C3	24,95	2,45	0,24	14,67
	T-CK/C4	25,05	2,46	0,24	14,79
	T-CK/C5	25,00	2,46	0,24	14,76
	T-CK/C6	24,95	2,45	0,24	14,67
	T-CK/C7	25,00	2,47	0,24	14,82

**Fuente:** Autor

## Peso



**Gráfico 4.14.** Pesaje de probetas

**Fuente:** Realizado por el Autor

El peso de las probetas se lo determinó con una balanza electrónica de precisión para metales preciosos de marca BOECO

**Tabla 4.4:** Pesos de cada una de las probetas de tracción y flexión.

Tipo de Ensayo	Denominación	Peso
		gr
TRACCIÓN	T-CK1	17,40
	T-CK2	17,80
	T-CK3	18,40
	T-CK4	19,50
	T-CK5	19,10
	T-CK6	19,00
	T-CK7	18,20
	T-CK/C1	18,50
	T-CK/C2	17,80
	T-CK/C3	18,20
	T-CK/C4	18,80
	T-CK/C5	18,70
	T-CK/C6	18,20
	T-CK/C7	18,30

**Fuente:** Autor

**Densidad:** La densidad se obtiene a partir de la relación de :  $\rho = \frac{m}{V}$ .

**Tabla 4.5:** Cálculo de la densidad de probetas para cada uno de los ensayos

<b>Tipo de Ensayo</b>	<b>Denominación</b>	<b>Volumen</b>	<b>Peso</b>	<b>Densidad</b>
		[cm <sup>3</sup> ]	gr	gr/cm <sup>3</sup>
<b>TRACCIÓN</b>	T-CK1	14,66	17,40	1,19
	T-CK2	14,92	17,80	1,19
	T-CK3	14,69	18,40	1,25
	T-CK4	14,60	19,50	1,34
	T-CK5	14,66	19,10	1,30
	T-CK6	14,84	19,00	1,28
	T-CK7	14,73	18,20	1,24
	T-CK/C1	15,06	18,50	1,23
	T-CK/C2	14,70	17,80	1,21
	T-CK/C3	14,67	18,20	1,24
	T-CK/C4	14,79	18,80	1,27
	T-CK/C5	14,76	18,70	1,27
	T-CK/C6	14,67	18,20	1,24
	T-CK/C7	14,82	18,30	1,23

**Fuente:** Autor

#### 4.1.5.2 DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES MECÁNICAS DEL COMPUESTO

Se realizaron ensayos de tracción, flexión e impacto según sus respectivas normas para caracterizar el material compuesto.


Estos ensayos de caracterización tenían como finalidad determinar las propiedades mecánicas del material compuesto y posteriormente obtener datos necesarios para nuestro estudio.

Para la realización de los ensayos se siguieron las especificaciones de las norma establecidas con anterioridad para materiales compuestos con refuerzo de fibra en matriz epóxica.

#### 4.1.5.2.1 DESARROLLO DEL ENSAYO A TRACCIÓN.

Para realizar los ensayos de tracción se utilizó una máquina de ensayos universal TINIUS OLSEN que se encuentra en los laboratorios de Ingeniería Civil de la Universidad Técnica de Ambato y que se detalla a continuación:

**Tabla 4.6:** Características Máquina Universal TINIUS OLSEN

<b>Datos</b>	<b>Figura</b>
Tipo: Máquina Universal de Ensayo	
Denominación: Tinius Olsen	
Fabricación: U.S.A.	
Capacidad máxima: 30 Toneladas	
Alimentación: Electricidad	

**Fuente:** Autor

En el desarrollo del ensayo a tracción se utilizaron probetas con la geometría y dimensiones recomendadas en la norma ASTM D3039.

Teniendo en cuenta la concentración de tensiones ocasionadas por las mordazas de la máquina universal hacia las probetas y el daño que se genera en las zonas de sujeción, es imprescindible la utilización de talones de aluminio (ASTM D3039 y Frövel et al., 1999).

Las dimensiones de las probetas de material compuesto, al igual que la de los talones de aluminio a ser empleados, se presentan en la Tabla 4.7.



**Tabla 4.7.** Dimensiones de las probetas para los ensayos de tracción estática del laminado a ensayar y de los talones de aluminio.

Elemento/Tracción	Dimensiones[mm]		
	Largo	Ancho	Espesor
Laminado tejido Híbrido(carbono-kevlar)/resina epóxica	250	25	2.5
Talones de aluminio	40	25	1.2

**Fuente:** Autor

En el desarrollo del ensayo se unieron los talones a las probetas con el adhesivo de acero epóxico de marca ABRO cód. ES-507 apropiado para este tipo de trabajos por su alta resistencia mecánica, previo a la unión de las probetas con los talones se tiene que lijar levemente las superficies para una mejor adhesión.

El tiempo necesario para el curado de este adhesivo fue de tres días a 20 °C.



**Gráfico 4.15.** Probeta de fibra de carbono/kevlar preparada para ensayar a tracción

**Fuente:** Realizado por el Autor

Cabe acotar que el proceso de curado de las probetas previo al ensayo fue de 10 días a temperatura ambiente.





**Gráfico 4.16.** Probeta de fibra de carbono/kevlar colocada en la Máquina Universal

**Fuente:** Realizado por el Autor

Para el desarrollo del ensayo se colocó un medidor de deformaciones en la probeta y así obtener una referencia de los valores de elongación en el material en función de la fuerza aplicada.



**Gráfico 4.17.** Medidor de deformación colocado en la Probeta previo al ensayo de tracción

**Fuente:** Realizado por el Autor

A continuación se detallan los resultados obtenidos durante el desarrollo de los ensayos para cada una de las siete probetas del material compuesto.

**Tabla 4.8.** Detalle de la elongación de probetas **T-CK** en función de la carga aplicada en el ensayo de tracción.

	T-CK1	T-CK2	T-CK3	T-CK4	T-CK5	T-CK6	T-CK7
Defor. [mm]	Cargas aplicadas hasta el fallo del material [Kg]						
0.01	548	98,3	100,5	514	91,2	84,7	N/R
0.05	741	144,7	208,89	650,1	192,5	200	N/R
0.10	942	225,6	317,28	790,1	288,1	399,1	N/R
0.15	118,3	362	425,67	930,7	391	362	N/R
0.20	1273,5	512,4	534,07	1037,3	483,3	688	N/R
0.30	1387	797	750,85	1262	802	909	N/R
0.40	1500,5	1335	967,64	1352,7	1120,7	1130	N/R
0.50	1565,3	1433,75	1184,42		1209,1	1315,4	N/R
0.60		1532,5	1401,21		1297,5	1500,8	N/R
0.65			1509,60		1341,7		N/R
0.70			1618		1385,9		N/R
0.80					1474,3		N/R

Fuente: Autor

**Tabla 4.9.** Detalle de la elongación de probetas **T-CK/C** en función de la carga aplicada en el ensayo de tracción.

	T-CK/C1	T-CK/C2	T-CK/C3	T-CK/C4	T-CK/C5	T-CK/C6	T-CK/C7
Defo. [mm]	Cargas aplicadas hasta el fallo del material [Kg]						
0.01	100	92	100	100,5	98,2	N/R	100
0.05	284,3	166,5	400	200	173	N/R	175,7
0.10	578	364,5	741,6	441,7	399,3	N/R	400,7
0.15	819	555,5	747,7	712,6	642,4	N/R	628,3
0.20	1181	767	807,9	978,2	806,3	N/R	904,7
0.30	1413,6	985,4	869	1191	1224	N/R	1147,8
0.40	1494,6			1194,1	1419,9	N/R	

Fuente: Autor

A partir de los datos obtenidos se calcularon el módulo de elasticidad, la resistencia a tracción, la deformación a ruptura y el módulo de elasticidad correspondientes:

#### RESISTENCIA A LA TRACCIÓN ( $\sigma$ )

El esfuerzo máximo que puede soportar el material sometido a tracción se lo puede evaluar utilizando la siguiente relación:

$$\sigma_{m\acute{a}x} = \frac{F}{A}$$

donde:

$\sigma_{m\acute{a}x}$  = Esfuerzo máximo a tracción [MPa]

F = Carga máxima aplicada [N]

A = Área de la sección transversal de la probeta [ $mm^2$ ]

A partir de estos cálculos se presenta la siguiente tabla con resultados.

**Tabla 4.10.** Esfuerzo máximo a tracción

Denominación	Espesor	Ancho	Area	Carga máx.	Carga máx.	$\sigma_{m\acute{a}x}$
	[mm]		[ $mm^2$ ]	[Kg]	[N]	[MPa]
T-CK1	2,3	25,4	58,42	1565,3	15350,34	262,76
T-CK2	2,3	25,8	59,34	1532,5	15028,69	253,26
T-CK3	2,3	25,5	58,65	1618	15867,15	270,54
T-CK4	2,3	25,5	58,65	1352,7	13265,45	226,18
T-CK5	2,3	25,5	58,65	1474,3	14457,94	246,51
T-CK6	2,3	25,7	59,11	1500,8	14717,82	248,99
T-CK7	2,3	25,5	58,65	N/R	N/R	N/R
T-CK/C1	2,4	24,6	59,04	1494,6	14657,02	248,26
T-CK/C2	2,4	24,4	58,56	985,4	9663,47	165,02
T-CK/C3	2,4	24,5	58,80	869	8521,98	144,93
T-CK/C4	2,4	24,6	59,04	1194,1	11710,12	198,34
T-CK/C5	2,4	24,6	59,04	1419,9	13924,46	235,85
T-CK/C6	2,4	24,5	58,80	N/R	N/R	N/R
T-CK/C7	2,4	24,7	59,28	1147,8	11256,07	189,88

**Fuente:** Autor

## DEFORMACIÓN A RUPTURA ( $\varepsilon$ )

La deformación a la ruptura es el valor que se obtiene a partir de la relación que existe entre la longitud inicial previo al ensayo y la longitud final posterior al ensayo y se lo puede determinar a partir de la siguiente ecuación:

$$\varepsilon = \frac{l_f - l_i}{l_i}$$

$$\% n = \frac{l_f - l_i}{l_i} * 100\%$$

donde:

$\varepsilon$  = Elongación

n = Porcentaje de elongación

$l_i$  = Longitud inicial [mm]

$l_f$  = Longitud final[mm]

**Tabla 4.11.** Elongación y porcentaje de deformación

Denominación	$l_i$	$l_f$	elongación	deformación
	[mm]			%
T-CK1	251	253,79	0,011	1,10
T-CK2	251,5	254,85	0,013	1,31
T-CK3	250,5	253,84	0,013	1,32
T-CK4	249	251,49	0,010	0,99
T-CK5	250	254,44	0,017	1,75
T-CK6	251	254,63	0,014	1,43
T-CK7	251,2	N/R	N/R	N/R
T-CK/C1	255,00	259,27	0,016	1,65
T-CK/C2	251,00	254,67	0,014	1,44
T-CK/C3	249,50	253,16	0,014	1,45
T-CK/C4	250,50	254,73	0,017	1,66
T-CK/C5	250,00	254,22	0,017	1,66
T-CK/C6	249,50	N/R	N/R	N/R
T-CK/C7	250,00	254,67	0,018	1,83

Fuente: Autor

## MÓDULO DE YOUNG ( $E$ )

El módulo de elasticidad teórico se lo determina siguiendo lo establecido en la norma que rige el ensayo y viene dado a partir de la siguiente ecuación:

$$E = \left(\frac{dP}{dL}\right) \cdot \left(\frac{L}{b \cdot d}\right)$$

Donde:

$E$  = Módulo de elasticidad [GPa]

$dP$  = Fuerza aplicada [N]

$dL$  = Variación de la longitud en la probeta [m]

$L$  = Longitud inicial de la probeta [m]

$b$  = Ancho de la probeta [m]

$d$  = Espesor de la probeta [m]

**Tabla 4.12.** Módulo de Elasticidad probetas T-CK

Probeta	Carga máx. aplicada (dP)	Variación de la longitud (dL)	Longitud inicial (L)	Ancho (b)	Espesor (d)	Módulo de Young (E)
Núm.	[N]	[m]	[m]	[m]	[m]	[GPa]
T-CK1	15350,35	0,00279	0,25	0,025	0,0023	236,39
T-CK2	15028,69	0,00335	0,25	0,026	0,0023	190,14
T-CK3	15867,16	0,00334	0,25	0,026	0,0023	202,90
T-CK4	13265,46	0,00249	0,25	0,026	0,0023	226,18
T-CK5	14457,94	0,00444	0,25	0,026	0,0023	138,80
T-CK6	14717,82	0,00363	0,25	0,026	0,0023	172,17
T-CK7	N/R	N/R	0,25	0,026	0,0023	N/R
<b>Promedio</b>	14781,24	0,00334	0,2506	0,0255 57143	0,0023	194,43
<b>Desviación Estándar</b>	813,477	0,00062		0,0022		32,78

Fuente: Autor

**Tabla 4.13.** Módulo de Elasticidad probetas T-CK/C

Probeta	Carga máx. aplicada (dP)	Vaciación de la longitud (dL)	Longitud inicial (L)	Ancho (b)	Espesor (d)	Módulo de Young (E)
Núm.	[N]	[m]	[m]	[m]	[m]	[GPa]
T-CK/C1	14657,02	0,00427	0,26	0,025	0,0024	148,26
T-CK/C2	9663,47	0,00367	0,26	0,025	0,0024	113,73
T-CK/C3	8521,98	0,00366	0,26	0,025	0,0024	100,57
T-CK/C4	11710,12	0,00423	0,26	0,025	0,0024	119,57
T-CK/C5	13924,46	0,00422	0,26	0,025	0,0024	142,51
T-CK/C6	N/R	N/R	0,26	0,025	0,0024	N/R
T-CK/C7	11256,07	0,00467	0,26	0,025	0,0024	104,10
<b>Promedio</b>	11622,18	0,00412	0,255	0,0246		121,46
<b>Desv.Estándar</b>	2164,11	0,00035		0.0022		18,08

Fuente: Autor

El análisis estadístico se lo hizo en base a los datos reales obtenidos en la práctica por lo tanto se establece la siguiente tabla teniendo el valor medio y la desviación estándar de los valores necesarios para la posterior evaluación del compuesto.

**Tabla 4.14.** Evaluación de resultados obtenidos probetas T-CK.

Probeta	Carga máx. aplicada (dP)	Vaciación de la longitud (dL)	Módulo de Young (E)	Esfuerzo ( $\sigma_{m\acute{a}x}$ )
Núm.	[N]	[m]	[GPa]	[MPa]
T-CK1	15350,35	0,00279	236,39	262,76
T-CK2	15028,69	0,00335	190,14	253,26
T-CK3	15867,16	0,00334	202,90	270,54
T-CK4	13265,46	0,00249	226,18	226,18
T-CK5	14457,94	0,00444	138,80	246,51
T-CK6	14717,82	0,00363	172,17	248,99
T-CK7	N/R	N/R	N/R	N/R
<b>Promedio</b>	14781,24	0,00334	194,43	251,37
<b>Desv.Estándar</b>	813,477	0,00062	32,78	13.93

Fuente: Autor

## ANÁLISIS VISUAL

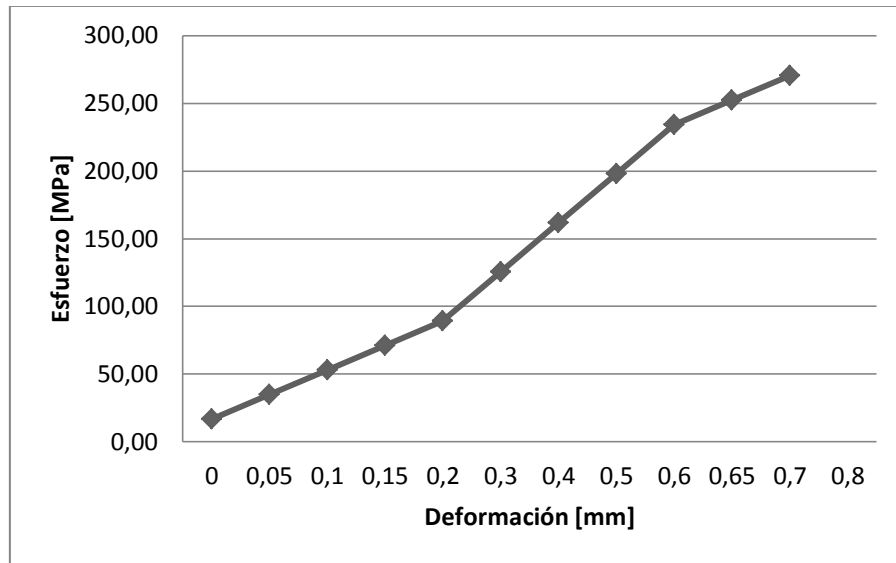
Posteriormente al ensayo se realiza una evaluación en donde se determina la zona en donde falla cada una de las probetas sometidas al esfuerzo.

**Tabla 4.15.** Análisis visual de probetas de T-CK ensayadas a tracción.

DETALLE	ZONA DE FRACTURA	IMAGEN
T-CK1	Parte Superior	
T-CK2	Parte Superior	
T-CK3	Parte Media	
T-CK4	Parte Superior	
T-CK5	Parte Media	
T-CK6	Parte Inferior	
T-CK7	N/R	

**Fuente:** Autor

En la figura 4.7 se muestra la curva típica de esfuerzo-deformación del material compuesto; la curva corresponde a la probeta que presentó un mejor comportamiento en las pruebas realizadas, esto se lo hace con el propósito de representar la capacidad del material compuesto a este tipo de esfuerzos.



**Figura 4.7.** Diagrama Esfuerzo vs Deformación T-CK

**Fuente:** Realizado por el Autor

La siguiente tabla establece los resultados del valor medio y la desviación estándar de los valores necesarios para la posterior evaluación del compuesto T-CK/C.

**Tabla 4.16.** Evaluación de resultados obtenidos probetas T-CK/C.

Probeta	Carga máx. aplicada (dP)	Vaciación de la longitud (dL)	Módulo de Young (E)	Esfuerzo ( $\sigma_{m\acute{a}x}$ )
Núm.	[N]	[m]	[GPa]	[MPa]
T-CK/C1	14657,02	0,00427	148,26	248,26
T-CK/C2	9663,47	0,00367	113,73	165,02
T-CK/C3	8521,98	0,00366	100,57	144,93
T-CK/C4	11710,12	0,00423	119,57	198,34
T-CK/C5	13924,46	0,00422	142,51	235,85
T-CK/C6	N/R	N/R	N/R	N/R
T-CK/C7	11256,07	0,00467	104,10	189,88
<b>Promedio</b>	<b>11622,18</b>	<b>0,00412</b>	<b>121,46</b>	<b>197,05</b>
<b>Desviación Estándar</b>	2164,11	0,00035	18,08	36.33

**Fuente:** Autor.



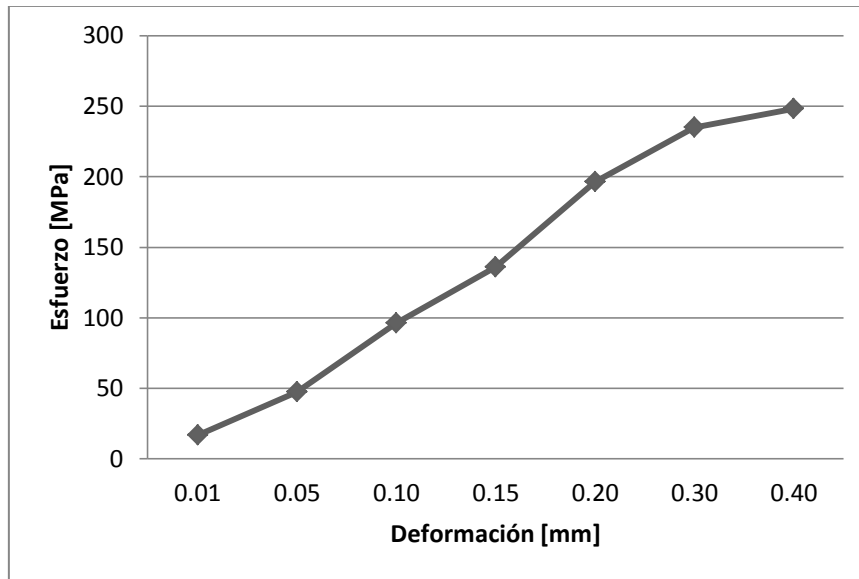
## ANÁLISIS VISUAL PROBETAS T-CK/C

**Tabla 4.15.** Análisis visual de probetas de T-CK/C ensayadas a tracción

DETALLE	ZONA DE FRACTURA	IMAGEN
T-CK/C1	Parte media inferior	
T-CK/C2	Parte media inferior	
T-CK/C3	Parte Media	
T-CK/C4	Parte media Superior	
T-CK/C5	Parte media Superior	
T-CK/C6	N/R	
T-CK/C7	Parte media Superior	

**Fuente:** Autor

Se puede observar claramente que en la zona de fractura existe desprendimiento del material de refuerzo y ruptura de la matriz de resina.



**Figura 4.8.** Diagrama Esfuerzo vs Deformación probetas T-CK/C

**Fuente:** Realizado por el Autor

A continuación se realiza una evaluación de los resultados promedio de los dos diferentes tipos de probetas ensayados a tracción, con lo que se determinará el mejor compuesto para continuar con los 2 siguientes ensayos.

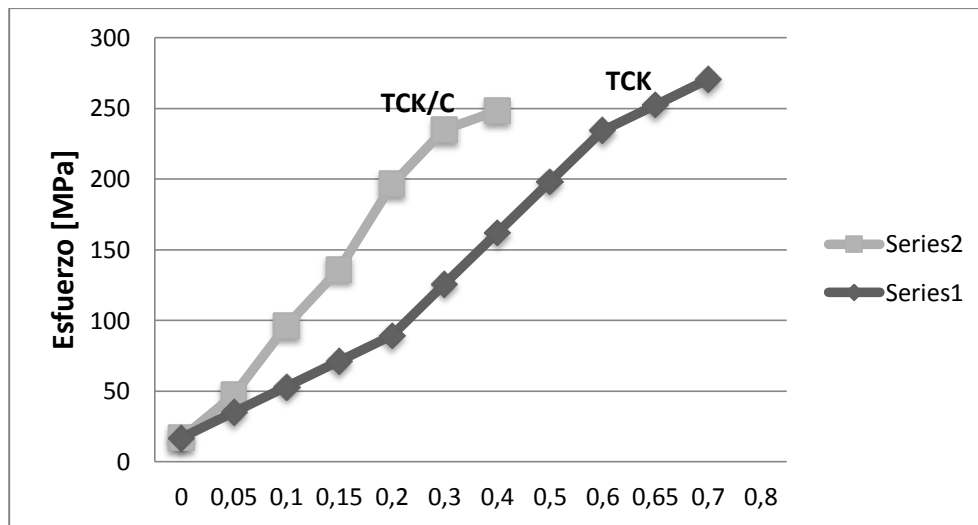
**Tabla 4.16.** Análisis de resultados de las probetas T-CK/C & T-CK ensayadas a tracción

Valor promedio	Unidad.	Denominación	
		T-CK	T-CK/C
<b>Carga máx. aplicada</b>	[N]	14781,24	11622,19
<b>Módulo de Young (E)</b>	[GPa]	194,43	121,46
<b>Esfuerzo taomax</b>	[MPa]	251,37	197,05
<b>Evaluación</b>		✓	x

**Fuente:** Realizado por el Autor

Se puede observar en la tabla 4.16 que las probetas TCK, que son un compuesto de resina epóxica reforzada con tejido híbrido de carbono y kevlar evidentemente supera mecánicamente a las probetas TCK/C que tienen un porcentaje diferente de fibra de carbono en el refuerzo.

Para apreciar de mejor manera el comportamiento de los 2 materiales ensayados se presenta una comparación gráfica en función de el esfuerzo vs la deformación.



**Figura 4.9.** Diagrama Esfuerzo vs Deformación comparativo entre los dos tipos de probetas T-CK/C & T-CK

**Fuente:** Realizado por el Autor

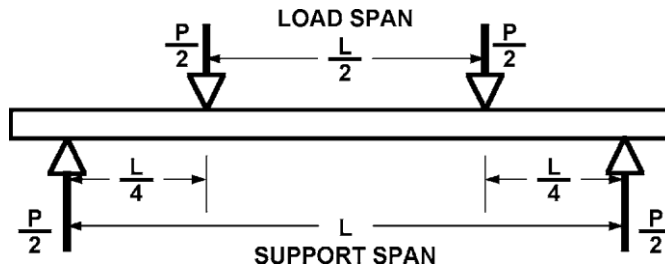
#### 4.1.5.2.2 DESARROLLO DEL ENSAYO A FLEXIÓN.

Para realizar los ensayos de flexión se utilizó la misma máquina de ensayos universal TINIUS OLSEN utilizada en las pruebas de tracción realizadas anteriormente.

El ensayo a flexión está regido por la norma ASTM D7264, donde se describe la resistencia a la flexión o módulo de ruptura del material y se lo realizará utilizando siete probetas normalizadas aplicando una carga en una sección indicada.

En cuanto al método que se aplicó en este caso fue el procedimiento B de la norma establecida, en el cual la barra se apoya en dos soportes y es cargado en dos puntos

(por medio de dos narices de carga), cada una a la misma distancia desde el punto de soporte adyacente. La distancia entre las narices de carga es un medio de la distancia entre apoyos como se representa en la figura 4.19.



**Figura 4.10.** Procedimiento B para ensayo de polímeros reforzados según Norma ASTM D7264

Fuente: Norma ASTM D7264

Con los dos puntos de apoyo y los dos puntos de carga, en el momento del ensayo la flexión es constante entre los miembros de aplicación de fuerza central. En consecuencia, el máximo esfuerzo de flexión es uniforme entre la fuerza central de puntos de aplicación. Este método de prueba fue desarrollado para el uso óptimo de polímeros reforzados con fibra continua y difiere en varios aspectos de otros métodos de flexión.

Se detalla que este método de prueba el espaciamiento de las narices de apoyo es 32 veces el espesor de la probeta, por lo tanto tenemos un espaciamiento  $L=76,8$  milímetros correspondiente a los 2,4 milímetros de espesor. Las dimensiones de las probetas de material compuesto se presentan en la Tabla 4.17.

**Tabla 4.17.** Dimensiones de las probetas para los ensayos de flexión estática del laminado a ensayar.

Elemento/Flexión	Dimensiones[mm]		
	Largo	Ancho	Espesor
Laminado tejido Híbrido(carbono-reblar)/resina epóxica	160	13	3.2

**Fuente:** Autor



**Gráfico 4.18.** Probeta de fibra de carbono/kevlar lista para el ensayo a flexión.

**Fuente:** Autor

Para el desarrollo del ensayo a flexión fue de manera imprescindible la construcción de un soporte que cumpla con los requerimientos que especifica la norma, éste accesorio para la maquina universal fue construido en acero y de forma milimétrica para que se ajuste a los parámetros establecidos en la norma y de acuerdo a las medidas de las probetas, con un diámetro de los soportes y de los rodillos de carga de 6 milímetros según las especificaciones.



**Gráfico 4.19.** Acople milimétrico

**Fuente:** Autor

El ensayo de flexión estática se lo realizo aplicando carga continua del cabezal hasta obtener la carga máxima de deformación soportada por la probeta. Cabe mencionar que el cabezal se lo ajusto a la probeta hasta obtener un valor de precarga para luego poner en cero la máquina y se pueda desarrollar la práctica, el valor de precarga fue aproximadamente de 2Kg.



**Gráfico 4.20.** Desarrollo del ensayo a flexión.

**Fuente:** Autor

Se obtuvieron resultados de la carga máxima soportada por cada una de las probetas de forma separada, los datos se detallan en la siguiente tabla.

**Tabla 4.17.** Resultados de la carga máxima registrada

<b>Probeta</b>	<b>Espesor</b>	<b>Ancho</b>	<b>Carga máx. aplicada</b>	<b>Carga máx. aplicada</b>
Núm.	[mm]	[mm]	[Kg]	[N]
F-CK1	0,24	1,3	N/R	N/R
F-CK2	0,24	1,33	22,6	221,62
F-CK3	0,24	1,34	28,6	280,45
F-CK4	0,24	1,36	22,4	219,65
F-CK5	0,24	1,32	21,8	213,77
F-CK6	0,24	1,31	19,7	193,18
F-CK7	0,24	1,34	19,6	192,20

**Fuente:** Autor

La probeta denominada F-CK1 no registra resultados debido a que se utilizó para ajustar la máquina para el desarrollo de la práctica. A partir de los datos obtenidos se calculó el esfuerzo máximo a flexión que soporta el material.

Nota: Los valores obtenidos se presentan sin tomar en cuenta la precarga del cabezal.

#### ESFUERZO A FLEXIÓN

El esfuerzo máximo a flexión que puede soportar el material sometido a flexión viene dado por la siguiente ecuación:

$$\sigma_{flexión} = \frac{3FL}{2bh^2}$$

donde:

$\sigma_{flexión}$  = Esfuerzo máximo a flexión [MPa]

F = Carga máxima aplicada [N]

L = Longitud entre apoyos [mm]

b = Ancho de la probeta [mm]

h = Espesor de la probeta [mm]

**Tabla 4.18:** Cálculo esfuerzo máximo a flexión

<b>Probeta</b>	<b>Espesor</b>	<b>Ancho</b>	<b>Carga máx. aplicada</b>	<b>Longitud entre apoyos (L)</b>	<b>Esfuerzo máx. (<math>\sigma_{flexión}</math>)</b>
Núm.	[mm]	[mm]	[N]	[mm]	[GPa]
F-CK1	0,24	1,3	N/R	76,8	N/R
F-CK2	0,24	1,33	221,62	76,8	333,26
F-CK3	0,24	1,34	280,45	76,8	418,58
F-CK4	0,24	1,36	219,65	76,8	323,01
F-CK5	0,24	1,32	213,77	76,8	323,89
F-CK6	0,24	1,31	193,18	76,8	294,93
F-CK7	0,24	1,34	192,2	76,8	286,87

Fuente: Autor

El análisis estadístico se realizó en base a los datos obtenidos en la práctica y se presentan en la siguiente tabla.

**Tabla 4.19:** Análisis estadístico de resultados

<b>Probeta</b>	<b>Carga máx. aplicada</b>	<b>Esfuerzo máx. (<math>\sigma_{flexión}</math>)</b>
Núm.	[N]	[GPa]
F-CK1	N/R	N/R
F-CK2	221,62	333,26
F-CK3	280,45	418,58
F-CK4	219,65	323,01
F-CK5	213,77	323,89
F-CK6	193,18	294,93
F-CK7	192,2	286,87
<b>Valor máx.</b>	280,45	418,58




<b>Promedio</b>	220,145	330,09
<b>Desviación Estándar</b>	29,404	42,882

Fuente: Autor

## ANÁLISIS VISUAL

**Tabla 4.20.** Análisis visual de probetas sometidas a ensayo de flexión

DETALLE	EVALUACIÓN	IMAGEN
F-CK1	N/R	
F-CK2	Deformación sin ruptura, parte central	
F-CK3	Deformación sin ruptura, parte central	
F-CK4	Deformación sin ruptura, parte central	
F-CK5	Deformación sin ruptura, parte central	
F-CK6	Deformación sin ruptura, parte central	
F-CK7	Deformación sin ruptura, parte central	

Fuente: Autor

#### 4.1.5.2.3 DESARROLLO DEL ENSAYO A IMPACTO.

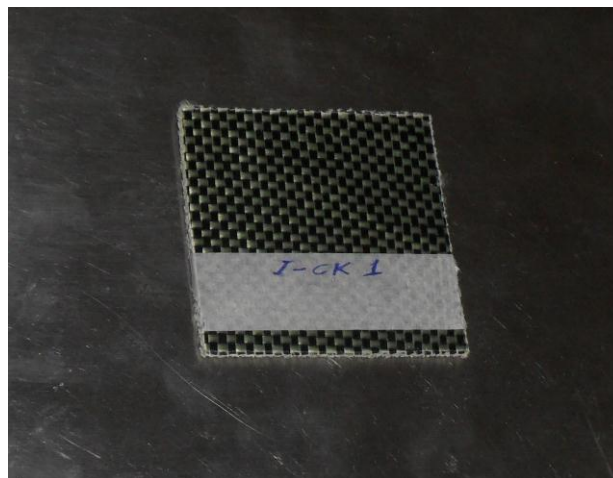
La práctica se realizó con la máquina de ensayos de impacto por medio de dardo que se encuentra en los laboratorios de la facultad de Mecánica de la Escuela Politécnica Nacional.

Para realizar los ensayos nos regimos a lo establecido en la norma ASTM D5628 que rige este tipo de ensayos en cuanto tiene que ver al dimensionamiento de probetas y variación de altura del dardo. Las dimensiones de las probetas de material compuesto se presentan en la Tabla 4.19.

**Tabla 4.21.** Dimensiones de las probetas para los ensayos de impacto del laminado a ensayar.

Elemento/Impacto	Dimensiones[mm]		
	Largo	Ancho	Espesor
Laminado tejido Híbrido(carbono-kevlar)/resina epóxica	58	58	3.2

**Fuente:** Autor



**Gráfico 4.21.** Probeta de fibra de carbono/kevlar preparada para el ensayo a impacto.

**Fuente:** Autor

Los resultados obtenidos en el desarrollo de los ensayos está contenido en el informe correspondiente al ensayo de las muestras de materiales compuestos para el desarrollo del proyecto de investigación. Las muestras fueron entregadas en el Laboratorio de Análisis de Esfuerzos y Vibraciones de la Escuela Politécnica Nacional.

## Resultados

**1. Muestra:** Siete (7) probetas de material compuesto de 2,5 mm de espesor para ensayo de impacto según norma ASTM D 5628.

### 2 . Ensayo de impacto según norma ASTM D5628

Peso del impactador: 499,8 gr

Procedimiento: Para tener una referencia de altura y carga máxima a ser aplicadas se realizaron cinco pruebas sobre una misma probeta; en la probeta denominada ICK-1 se aplicaron cargas diferentes hasta obtener la carga ideal con la que falla el material; posteriormente se evaluaron las seis probetas restantes con el peso y altura ideales del dardo, obteniendo los siguientes resultados detallados en forma descendente desde la carga máxima a la carga mínima.

**Tabla 4.22.** Evaluación de resultados del ensayo de Impacto en la probeta ICK-1

Probeta	Altura de Caída	Energía de Impacto	Observación
Código	[mm]	[J]	F/NF
I-CK1	471	2,31	Falla
	470	2,3	No Falla
	443	2,17	No Falla
	417	2,04	No Falla
	373	1,83	No Falla
	334	1,04	No Falla

Fuente: Autor

**Tabla 4.23.** Resultados ensayo de Impacto

<b>Probeta</b>	<b>Altura de Caída</b>	<b>Masa</b>
<b>Código</b>	<b>[mm]</b>	<b>[Kg]</b>
I-CK7	1220	0,4998
I-CK6	1160	0,4998
I-CK5	600	0,4998
I-CK4	490	0,4998
I-CK3	477	0,4998
I-CK2	471	0,4998
I-CK1	470	0,4998
	443	0,4998
	417	0,4998
	373	0,4998
	334	0,4998

**Fuente:** Autor

A continuación se calcula la energía de impacto expresada en Jouls a partir de la ecuación:

$$MEF = hwf$$

Donde:

MEF= Resistencia máxima al Impacto [J]

h= Altura máxima para la ruptura [mm]

w= Masa del Impactador [Kg]

f= Factor de conversión a Jouls ( $9,80665 \times 10^{-3}$ )

**Tabla 4.24.** Determinación de Energía de Impacto a la que falla el material

<b>Probeta</b>	<b>Energía de Impacto</b>	<b>Observación</b>
<b>Código</b>	<b>[J]</b>	<b>F/NF</b>
I-CK7	5,98	Falla
I-CK6	5,69	Falla
I-CK5	2,94	Falla
I-CK4	2,4	Falla
I-CK3	2,34	Falla
I-CK2	2,31	Falla
I-CK1	2,3	No Falla
	2,17	No Falla
	2,04	No Falla
	1,83	No Falla
	1,04	No Falla

**Fuente:** Autor

Posteriormente se realiza un análisis estadístico con los resultados obtenidos de las probetas en todo el ensayo detallado a continuación.

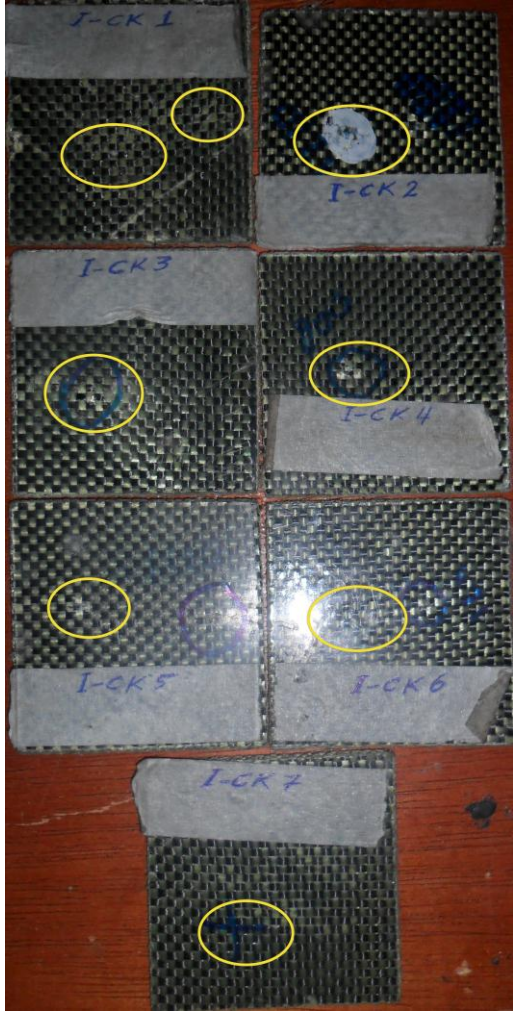
**Tabla 4.25.** Cálculo del promedio y desviación estándar de los resultados

<b>Probeta</b>	<b>Altura de Caída</b>	<b>Energía de Impacto</b>
<b>Código</b>	<b>[mm]</b>	<b>[J]</b>
I-CK7	1220	5,98
I-CK6	1160	5,69
I-CK5	600	2,94
I-CK4	490	2,4
I-CK3	477	2,34
I-CK2	471	2,31
I-CK1	470	2,3
<b>Promedio</b>	698,286	3,423
<b>Desviación Estándar</b>	314,222	1,541

**Fuente:** Autor

## ANÁLISIS VISUAL

**Tabla 4.26.** Análisis visual de probetas sometidas a impacto Izod

DETALLE	EVALUACIÓN	IMAGEN
I-CK1	Presenta varios puntos de aplicación de carga sin perforación, únicamente con fractura en la matriz.	
I-CK2	Se observa 2 puntos de aplicación de carga con fractura en la matriz.	
I-CK3	Un punto de aplicación de carga con daño leve sin perforación.	
I-CK4	Presenta un punto de carga con mínima afectación en la matriz, sin perforación.	
I-CK5	Se observa leve daño en la matriz con 2 puntos de aplicación de carga sin perforación.	
I-CK6	Un punto de carga sin perforación al extremo de la probeta	
I-CK7	Dos puntos de aplicación de carga con mínimo daño en la matriz.	

Fuente: Autor

## 4.2 INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS.

A partir de los estudios realizados se denota valores propios del compuesto que se utilizan para realizar un análisis y evaluar el comportamiento del material a diferentes esfuerzos; todo esto detallado y calificado de acuerdo al criterio calificativo que posteriormente servirá para validar el material híbrido que presentó mejores propiedades mecánicas durante las pruebas realizadas.

**Tabla 4.27:** Resumen general de resultados obtenidos de las probetas del tejido híbrido carbono/kevlar.

	TRACCIÓN		FLEXIÓN	IMPACTO
	Esfuerzo	Módulo de Young (E)	Esfuerzo	Energía de Impacto Soportada
Núm.	[MPa]	[GPa]	[GPa]	[J]
1	262,76	236,39	N/R	2,3
2	253,26	190,14	333,26	2,31
3	270,54	202,9	418,58	2,34
4	226,18	226,18	323,01	2,4
5	246,51	138,8	323,89	2,94
6	248,99	172,17	294,93	5,69
7	N/R	N/R	286,87	5,98
<b>Valor máx.</b>	270,54	236,39	418,58	5,98
<b>Promedio</b>	251,37	194,43	330,09	3,423
<b>Desviación estándar</b>	13.93	32,78	42,882	1,541

**Fuente:** Autor

Los resultados finales obtenidos nos permiten afirmar que el laminado cuasi isótropo de ocho capas de tejido mixto en matriz epóxica tiene propiedades que son fácilmente aceptables para ser utilizado en la elaboración de partes externas de autos, además en la tabla se realiza un análisis proponiendo un nivel de aceptación de los resultados en forma ascendente y la validación del promedio y la desviación estándar.

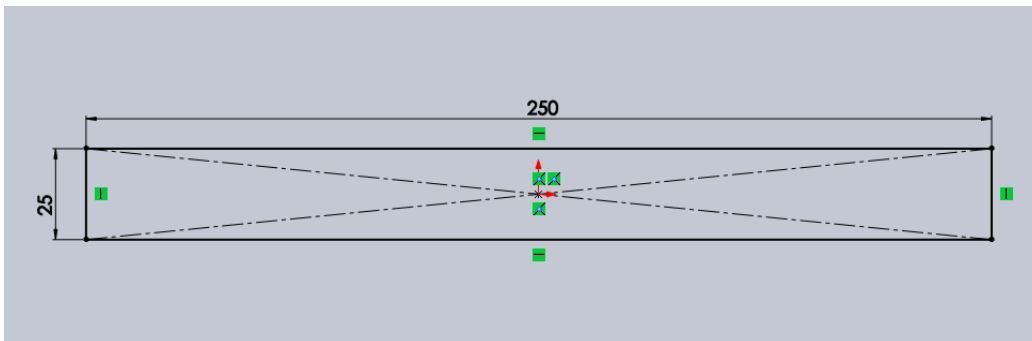


Para obtener un análisis más amplio de las características que ofrece este material se propone la realización de un modelo computacional de nuestro estudio, específicamente con las propiedades obtenidas en el ensayo de tracción estática. El modelo computacional se lo realizará mediante un software de diseño que nos permitirá evaluar de mejor manera el híbrido y obtener un análisis por elementos finitos del mismo.

**A continuación se realiza la evaluación mediante software; obteniendo un análisis numérico final:**

El modelo computacional esta graficado a base de la probeta comprendida para el ensayo a tracción, simulado mediante software.

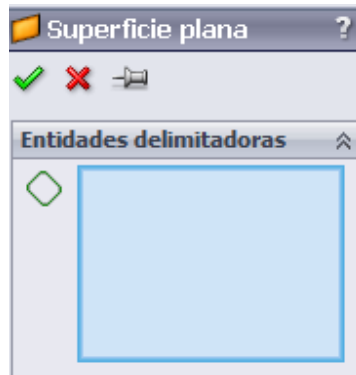
Partiendo de las medidas establecidas en la normativa de los ensayos a tracción, se elabora el croquis principal, donde se detalla la altura y el ancho de la probeta utilizada para el ensayo a tracción.



**Gráfico 4.22.** Croquis de la probeta de ensayo a tracción simulada en software.

**Fuente:** Autor

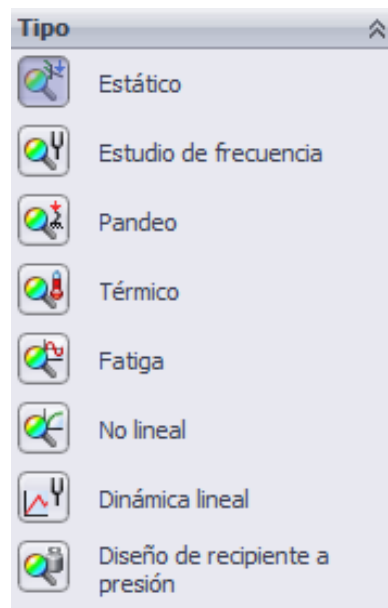
En lugar de extruir el esquema básico es necesario detallar que es una superficie plana debido a que es un material compuesto y con éste detalle nos permitirá trabajar de mejor manera.



**Gráfico 4.23.** Selección de superficie plana al elemento.

**Fuente:** Autor

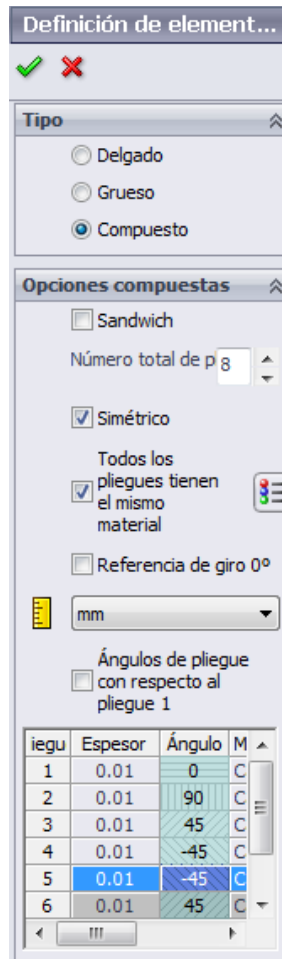
Se recalca que el estudio a tracción realizado es estático debido a las consideraciones de la práctica.



**Gráfico 4.24.** Aplicación del estudio estático.

**Fuente:** Autor

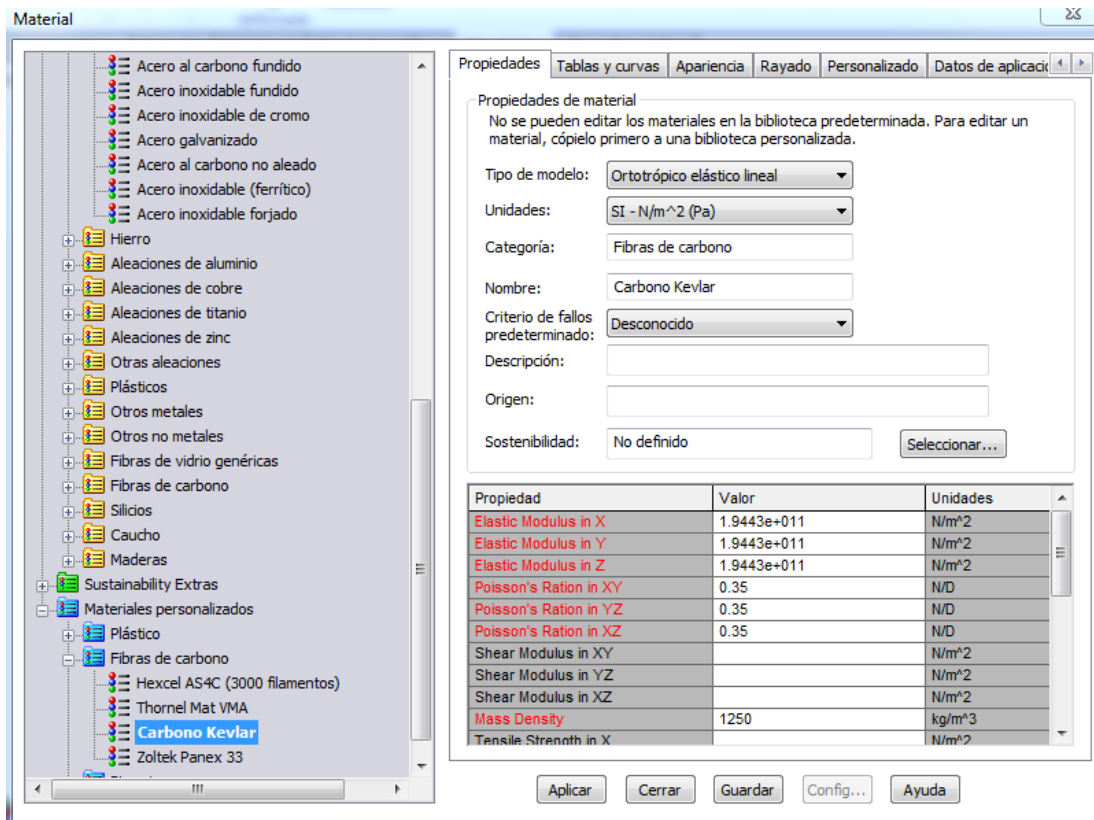
Es de gran importancia tener en cuenta todos los puntos claves al momento de definir las propiedades del material que primero es un material compuesto, además debe ser simétrico y las 8 capas que lo conforman deben ser del mismo material; hay que recordar el ángulo de posicionamiento de las capas para que cumpla con ser un material cuasi-isótropo como el del original.



**Gráfico 4.25.** Definición de las características del material compuesto.

**Fuente:** Autor

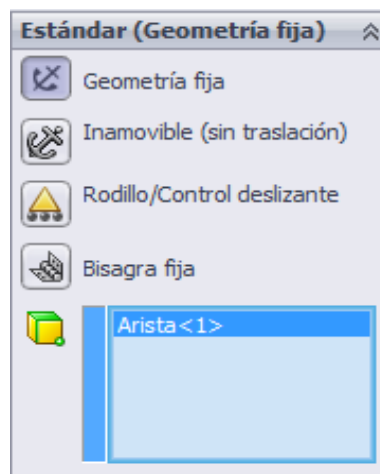
Las propiedades obtenidas en el ensayo a tracción son ingresadas al momento de editar el material, teniendo en cuenta que se ingresa un promedio de estas y se hace constar que es un material ortotrópico elástico lineal.



**Gráfico 4.26.** Propiedades del material compuesto.

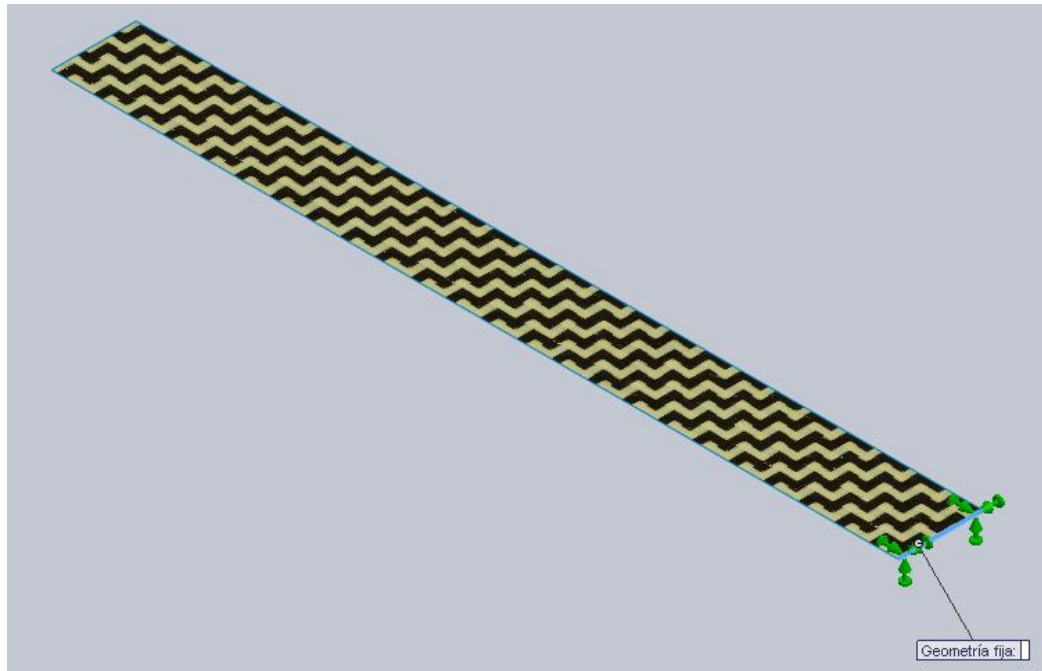
**Fuente:** Autor

Se fija una arista del elemento para que al momento de aplicar la carga se represente como en el ensayo original.



**Gráfico 4.27.** Fijado del elemento.

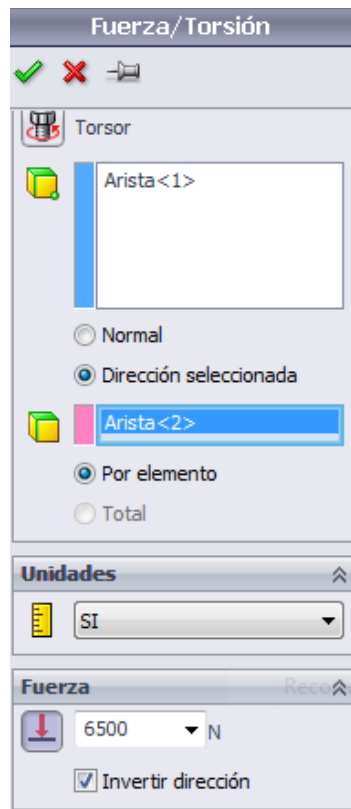
**Fuente:** Autor



**Gráfico 4.28.** Cara del elemento fijada.

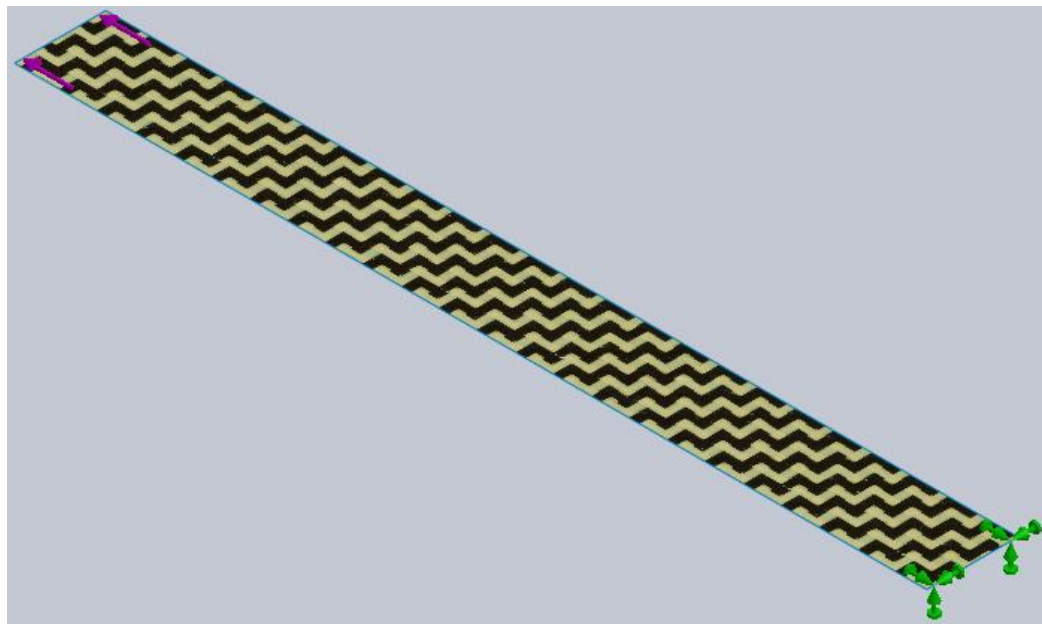
**Fuente:** Autor

Luego de haber fijado una arista se aplica una carga de 6500 N, simulando la fuerza aplicada por el en un momento dado.



**Gráfico 4.29.** Aplicación de fuerza.

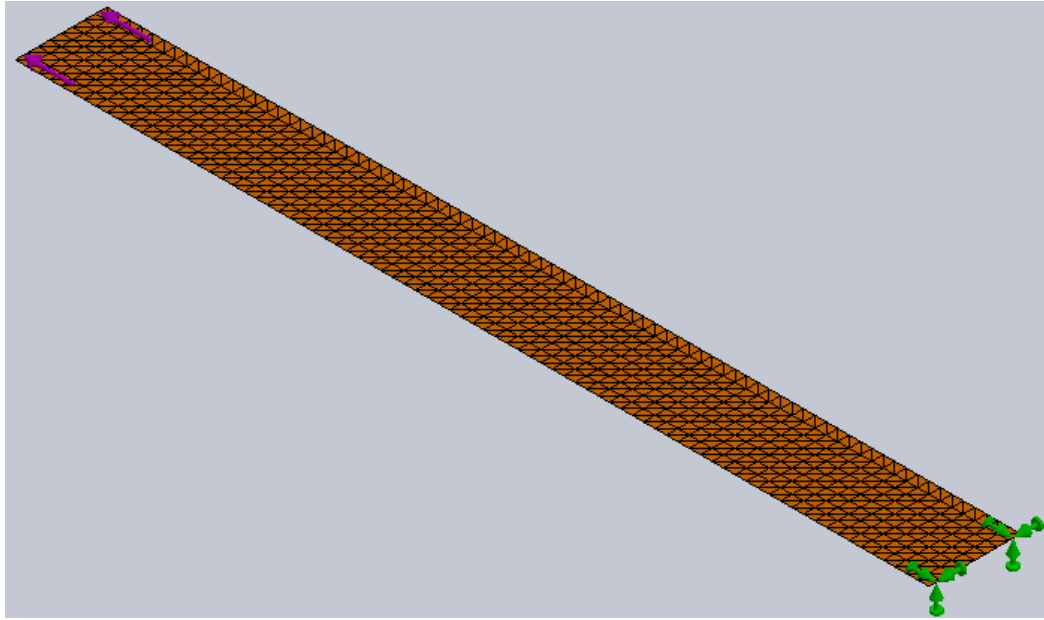
**Fuente:** Autor



**Gráfico 4.30.** Fuerza de tracción aplicada.

**Fuente:** Autor

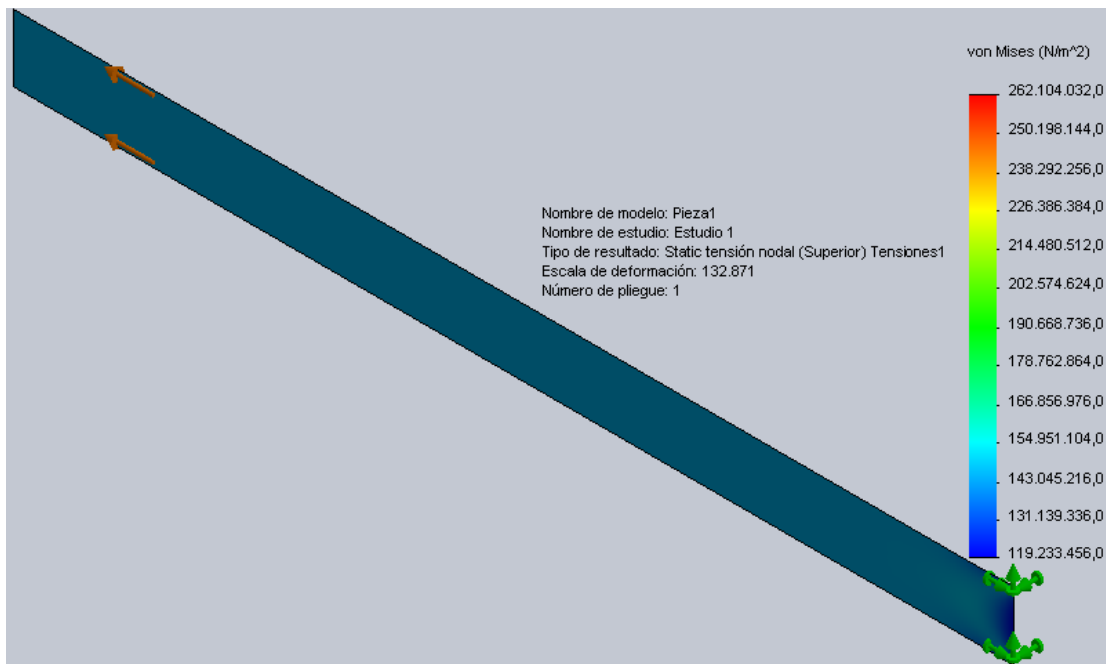
En la figura 4.33 se muestra la probeta que previamente al análisis se procede a generar un mallado y a continuación se genera el análisis del estudio.



**Gráfico 4.31.** Mallado del elemento.

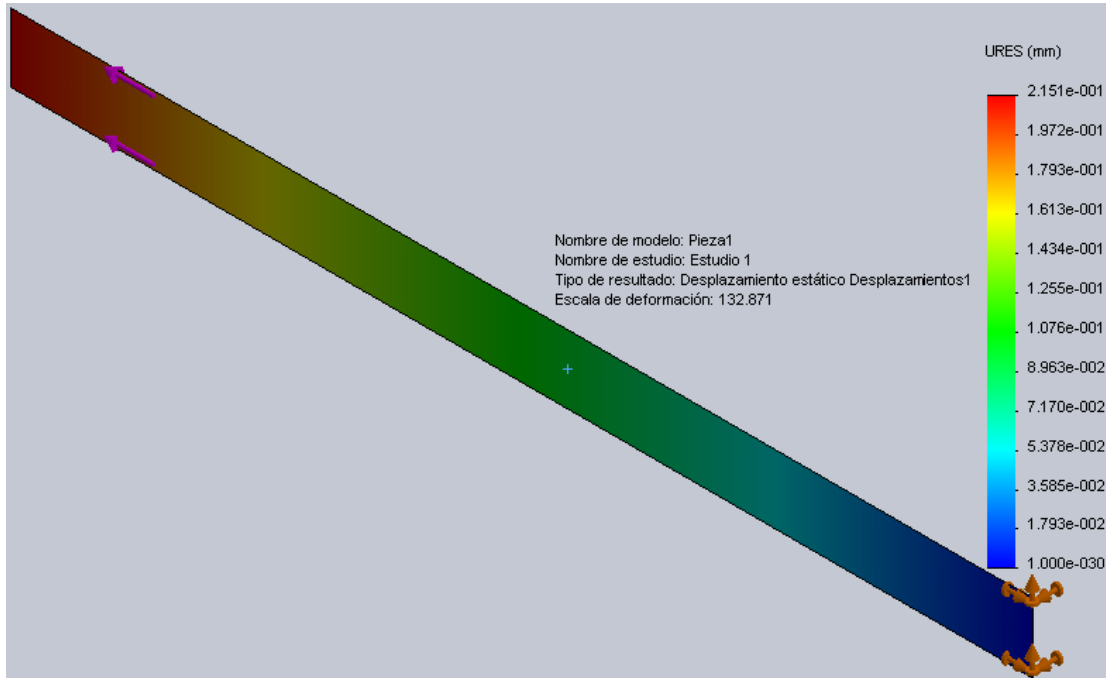
**Fuente:** Autor

Una vez realizado el estudio el software genera los informes respectivos donde se presentan el análisis de tensiones de Von Mises, la deformación máxima del material y el factor de seguridad necesario en el ensayo.



**Gráfico 4.32.** Análisis de tensiones de Von Mises en el material.

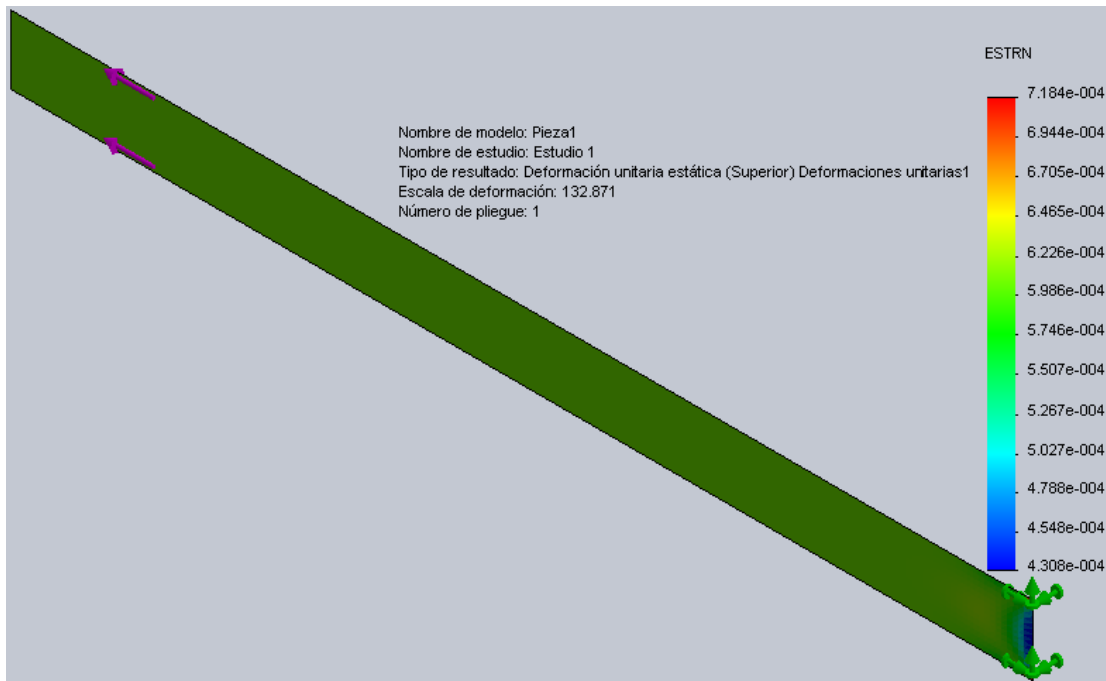
**Fuente:** Autor



**Gráfico 4.33.** Análisis de deformaciones en el material.

**Fuente:** Autor





**Gráfico 4.34.** Análisis de deformación unitaria en el ensayo

**Fuente:** Autor

Los resultados obtenidos a partir del análisis computacional se establecen en la tabla 4.27 donde se hace énfasis en el valor de esfuerzo de Von Mises y el desplazamiento final obtenido en el material proporcionado por el software.

**Tabla 4.28.** Resultados del análisis computacional

<b>Estudio realizado mediante software del material híbrido de matriz epóxica reforzado con carbono y kevlar.</b>		
Análisis	Unid.	Valores
		máx.
Von Mises	[MPa.]	262,1
Desplazamientos	[mm]	0,2
Deformaciones	-	0,0007

**Fuente:** Autor

### **4.3 VERIFICACIÓN DE LA HIPÓTESIS.**

Se establece que la hipótesis planteada en principio, se comprueba tomando como base la recolección de datos experimentales que validan la eficacia del material y lo hacen apto para este tipo de aplicaciones, además se demuestra que cumple con las principales propiedades que son necesarias en partes externas de vehículos.

Explícitamente el material es un compuesto de resina epóxica reforzada con un tejido híbrido de carbono/kevlar denominado en nuestra investigación como TCK/C que contiene una cantidad de refuerzo aproximada de 50% de carbono y 50% de kevlar; esto lo hace superior al material en comparación que tenía una cantidad de 25% kevlar y 75% carbono aproximadamente.

La combinación de los elementos que fueron necesarios para la elaboración del material híbrido conjuntamente con el proceso de estratificación establecido en la investigación, presentaron valores altos y por lo tanto buenas propiedades mecánicas en cada uno de los diferentes estudios realizados; son apreciables los altos valores de carga soportados por el material que fueron los siguientes:

Carga a tracción que fue un promedio de 14776,58 Newtons.

El valor promedio de la carga a flexión fue de 220,145 Newtons.

La resistencia al impacto por medio de dardo fue de 3,423 Jouls.

Todos estos valores se tomaron en cuenta con un espesor promedio del material de 2,4 mm y en base a la normativa que rige cada uno de los ensayos.

En la siguiente tabla se muestra una comparación entre los resultados obtenidos en nuestro estudio con los datos que se presentan en el trabajo de investigación de los señores DONOSO I. & Rodríguez C. (2005).

**Tabla 4.29.** Comparación de resultados

<b>Comparación de resultados ensayo a Tracción</b>			
<b>Fibra</b>	<b>Carga máx.</b>	<b>Esfuerzo</b>	<b>Mód. de Young</b>
Laminado Cuasi-isótropo	[N]	[Mpa]	[GPa]
Vidrio	6445,15	231,25	48,01
Kevlar	10153,35	246,71	64,84
Carbono	11860,29	253,83	222,11
Carb./Kev. (75%-25%)	14657,02	248,26	148,26
Carb./Kev. (50%-50%)	15867,16	270,54	236,39

**Fuente:** Autor

Por lo tanto se establece experimentalmente que el nuevo material híbrido cumple con lo necesario para ser una perfecta alternativa para sustituir otros materiales compuestos en la elaboración de partes externas de vehículos y que se mantengan en equilibrio con las limitaciones que este presenta.

## **CAPÍTULO V**

### **CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

#### **5.1 CONCLUSIONES**

- Se cumplió con los ensayos bajo la normativa planteada en el literal 2.3, realizando las adecuaciones y acoples respectivos para cada uno según lo establecido en las normas que rigieron los pruebas realizadas en el material compuesto.
- Se establece experimentalmente que el material compuesto de resina epóxica reforzada con un tejido híbrido de carbono/kevlar denominado en nuestra investigación como TCK/C que contiene una cantidad de refuerzo aproximada de 50% de carbono y 50% de kevlar tiene propiedades superiores al material en comparación que tenía una cantidad de 25% kevlar y 75% carbono aproximadamente; en el ensayo a tracción
- Se propuso la evaluación mediante ensayos de flexión e impacto de la configuración que presentó mejores resultados en el ensayo a tracción; este fue el compuesto que contiene 50% de kevlar y 50% de carbono en su refuerzo.
- Los valores obtenidos en los diferentes ensayos de tracción, flexión e impacto fueron los esperados y haciendo una comparación directa con los resultados de cargas aplicadas a la fibra de carbono y kevlar en forma individual presentes en la tesis de los señores DONOSO I. & Rodríguez C. (2005). Análisis del comportamiento mecánico de materiales compuestos con desarrollo de modelos

para validación de resultados. Facultad de Ingeniería Mecánica. ESPE. Sede Sangolquí. Se establece que el material híbrido compuesto objeto de nuestro estudio es superior.

- La elaboración del material híbrido se lo realizo de la misma manera que se propone en la tesis de: Análisis del comportamiento mecánico de materiales compuestos con desarrollo de modelos para validación de resultados.
- El espesor promedio del material compuesto fue aproximadamente de 2,4 mm en un laminado cuasi-isótropo de 8 capas en el cual tiene variación con los datos teóricos y es por esto que el módulo de elasticidad también varía con respecto a los teóricos.
- La fracción volumétrica en la cual se basó la elaboración del material fue la recomendada por el fabricante en el anexo 3, teniendo como referencia un valor de 300 gr de matriz epóxica por cada 18  $plg^3$  de tejido de refuerzo.

## **5.2 RECOMENDACIONES**

- El proceso de fabricación se lo debe realizar de la mejor manera y si es posible con personal especializado, debido a que de esto dependerán las propiedades finales que presente el material.
- Se tiene que utilizar la fracción volumétrica establecida por el fabricante para la elaboración del materiales compuestos, debido a que tiene relación directa con los resultados finales y puede afecta directamente al material compuesto.
- Se puede utilizar acoples de aluminio para los ensayos de tracción; en el ensayo de flexión el acople milimétrico de cuatro rodillos que debe estar acorde a lo detallado en la normativa y elaborado en acero para mantener su rigidez.
- Los resultados de las pruebas dependerán de varios factores como son la materia prima, el proceso de fabricación, el tiempo de curado, los acoples que se realice en la máquina de ensayos, los deformímetros utilizados, velocidad de carga e interpretación de los mismos en relación con valores teóricos de los materiales, por lo tanto se deberán emplear materiales genuinos y que brinden garantía.

## **CAPÍTULO VI**

### **PROPUESTA**

#### **DISEÑAR Y CONSTRUIR UN PROTECTOR DE CARTER CON FIBRAS DE CARBONO Y KEVLAR MEDIANTE UN PROCESO ESTABLECIDO.**

##### **6.1 DATOS INFORMATIVOS**

El Estudio de Polímeros Híbridos Estratificados de Matriz Epóxica Reforzada con Tejido Mixto Elaborado con Fibras de Carbono y Kevlar y su Insidencia en las Propiedades Mecánicas de Partes Externas de Autos, se lo llevó a cabo en los laboratorios de la Facultad de Ingeniería Mecánica de la Universidad Técnica de Ambato.

Los datos de nuestra investigación se muestran en los capítulos anteriores donde se establece parámetros fundamentales como la fracción volumétrica, número de capas de tejido, la configuración entre capas por ser el tejido de tipo plano (tafetán) y el método de estratificación manual que culminó con un empacado al vacío.

El tejido utilizado es un tejido compuesto por fibras de carbono y kevlar que conforman un tejido plano el cual actúa como refuerzo dentro de una matriz epóxica especial para elaboración de piezas.

La elaboración del nuevo material estuvo regida a un estricto proceso de fabricación, todo para obtener las mejores propiedades posibles en las probetas que fueron sometidas a la investigación. El proceso de evaluación de las probetas se lo llevó a

cabo bajo una normativa que regula los ensayos de polímeros, específicamente por las normas ASTM-D3039-00, ASTM D5628-10 y ASTM-D7264M-07, para ensayos a tracción, flexión e impacto, respectivamente.

## **6.2 ANTECEDENTES DE LA PROPUESTA**

Las fibras sintéticas en especial las de carbono y kevlar en combinación con resinas epóxicas han sido un gran avance tecnológico para el mundo en cuanto respecta a la variedad de aplicaciones que se les puede dar para mejorar la eficiencia energética en múltiples casos, especialmente estos materiales compuestos se los ha aplicado en elementos que conforman partes de vehículos, aviones, alabes de aerogeneradores y demás elementos que requieran la cualidad de ligereza en sus propiedades; es por esta razón que han sido objeto de varios estudios, incluso resultando como refuerzos estructurales y regeneración de elementos mecánicos entre otras importantes aplicaciones.

En distintas universidades de nuestro país se han realizado estudios por separado de fibras sintéticas de carbono, kevlar y vidrio; elaborando materiales de los que se pretende resulte una caracterización óptima de sus propiedades, además de dar usos específicos para reemplazar elementos elaborados con acero y aluminio.

Otros tipos de estudio van enfocados a la combinación de elementos poco comunes para la obtención de nuevos materiales híbridos, éste es el caso de un estudio realizado en la Universidad Técnica de Ambato en el cual se hace referencia a la combinación de un tejido de fibra de vidrio con cabuya dentro de una matriz polimérica, aplicado como material alternativo para la elaboración de guardachoques de autobuses.

## **6.3 JUSTIFICACIÓN**

El presente proyecto tiene como finalidad dar a conocer nuevas alternativas para utilizar materiales diferentes en varias aplicaciones dentro de la industria Ecuatoriana, aplicaciones que en otros países ya están vigentes y que en la actualidad

sirven para optimizar el funcionamiento y disminuir el desgaste energético en vehículos y otras máquinas. Por ser el tejido mixto elaborado con fibras de carbono y el kevlar dentro de una matriz epóxica el elemento que presentan altos valores de resistencia y haciendo una relación directa con el alivianamiento de los componentes que conforman una carrocería, es la mejor opción para sustituir un protector de carter que normalmente está elaborado a partir de materiales como acero o aluminio.

Se considera que los elementos necesarios para la elaboración del compuesto son relativamente costosos, pero si se hace una relación a que este tipo de materiales son más ligeros, son de fácil obtención, tienen la posibilidad de tomar formas complejas, no necesitan de mantenimientos posteriores y entre otras importantes propiedades hacen que esta alternativa sea muy valiosa si se llega a tener un equilibrio entre costo y beneficio.

## **6.4 OBJETIVOS**

### **6.4.1 OBJETIVO GENERAL**

Diseñar y construir un protector de carter por estratificación en matriz epóxica reforzada con tejido mixto elaborado a partir de fibras de carbono y kevlar mediante un proceso establecido.

### **6.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

- Realizar un proceso detallado para la elaboración de partes de autos en materiales compuestos.
- Analizar el protector de carter mediante un diseño en software.
- Realizar una evaluación económica comparativa del elemento elaborado en el material compuesto.

## **6.5 ANÁLISIS DE FACTIBILIDAD**

Se ha determinado que el desarrollo de la propuesta es posible, debido a que por medio de investigaciones se tiene pleno conocimiento del proyecto a realizarse,



además de la posibilidad de diseñar y obtener el protector de carter para posteriormente compararlo con los que están disponibles en el mercado. Por otra parte todo lo que es necesario para la elaboración del elemento como son los recursos humanos, instrumentos y moldes son de costo moderado y de fácil adquisición; en cuanto a la materia prima necesaria para la construcción del elemento final se adquirió con anterioridad por cuenta propia del investigador, esto incluye el tejido híbrido y resina epóxica.

## **6.6 FUNDAMENTACIÓN**

El desarrollo de la propuesta parte de la necesidad de implementar piezas de protección en autos o mejorar la propiedades mecánicas en aquellas que están sometidas a cargas extremas en especial impactos, sin incurrir en el aumento considerable del peso final del vehículo. Para cumplir con estos requerimientos se ha decidido realizar un protector de carter, este elemento específicamente cubre el depósito de aceite que se encuentra en la parte inferior del motor, el carter es una tapa que está expuesta a varios imprevistos como piedras, irregularidades del terreno, entre otros factores que se pueden presentar a lo largo de la vida útil ocasionando graves daños.

### **6.6.1 CONCEPTOS BÁSICOS**

#### **Protector de carter**

Según la empresa Plásticos Mallol el protector de carter es un elemento que cubre la parte inferior del motor, este elemento es de gran importancia en terrenos donde elementos como piedras pueden causar roturas en los componentes mecánicos del vehículo.

Partes como el motor, carter y transmisión quedan protegidos y debe cumplir con diferentes requerimientos, entre estos debe estar diseñado a la medida de cada vehículo, fabricados en materiales resistentes, permitir extraer el tapón del carter para

cambiar el aceite del motor y tener ventilación en el frontal para una mejor refrigeración del motor.

### **Matrices**

El significado que le otorga José Zayas García del Dpto. de Tecnologías del Envase de Ainia, nos dice que una matriz es aquella cavidad que da forma a una pieza de material en estado líquido, ya sea plástico o metal. (cuando es este caso, se suele llamar matriz). En general, se recurre a la ayuda de presión y temperatura para manejar el material y forzarlo a entrar y alcanzar toda la superficie de la cavidad.

#### **6.6.2 SELECCIÓN DEL ELEMENTO**

Actualmente no todos los vehículos poseen protecciones para la parte inferior del motor y es por esto que se fabrican de manera independiente accesorios de protección a partir de materiales como acero, aluminio, fibra de carbono, kevlar, etc.; siendo considerada como mejor opción el kevlar debido a su comprobada resistencia. La manufactura del protector se la llevará a cabo utilizando el compuesto establecido en nuestra investigación, es decir fibra de carbono y kevlar dentro de una matriz epóxica; pretendiendo obtener un accesorio de protección con propiedades mecánicas notoriamente elevadas.

Los elementos que forma parte de un auto deben cumplir con varios requerimientos directamente relacionados con la función que van a desempeñar; los aspectos importantes que se tomaron en cuenta para proponer la elaboración de un cubre carter fueron resistencia, ligereza y diseño.

#### **6.6.3 DISEÑO DEL PROTECTOR DE CARTER**

En el diseño del elemento que protege la parte inferior del motor se tomó como referencia uno existente en el mercado, éste modelo es realizado por la empresa Europea AC Sport, que se dedica a proveer de diferentes partes a autos; partes elaboradas en materiales como fibra de carbono, kevlar y fibra de vidrio.

Por lo tanto se propone un diseño de un protector de carter aplicado directamente para un auto Honda Civic modelo EK4 que está disponible en la tienda Online de la empresa y por lo tanto en el catálogo se muestra las medidas exactas; cabe recalcar que el modelado de este tipo de piezas es totalmente independiente debido a que no existe ninguna patente o restricción y no se necesitan permisos para su elaboración.



**Figura 6.1.** Protector de Carter Honda Civic EK4 cód. AC1305

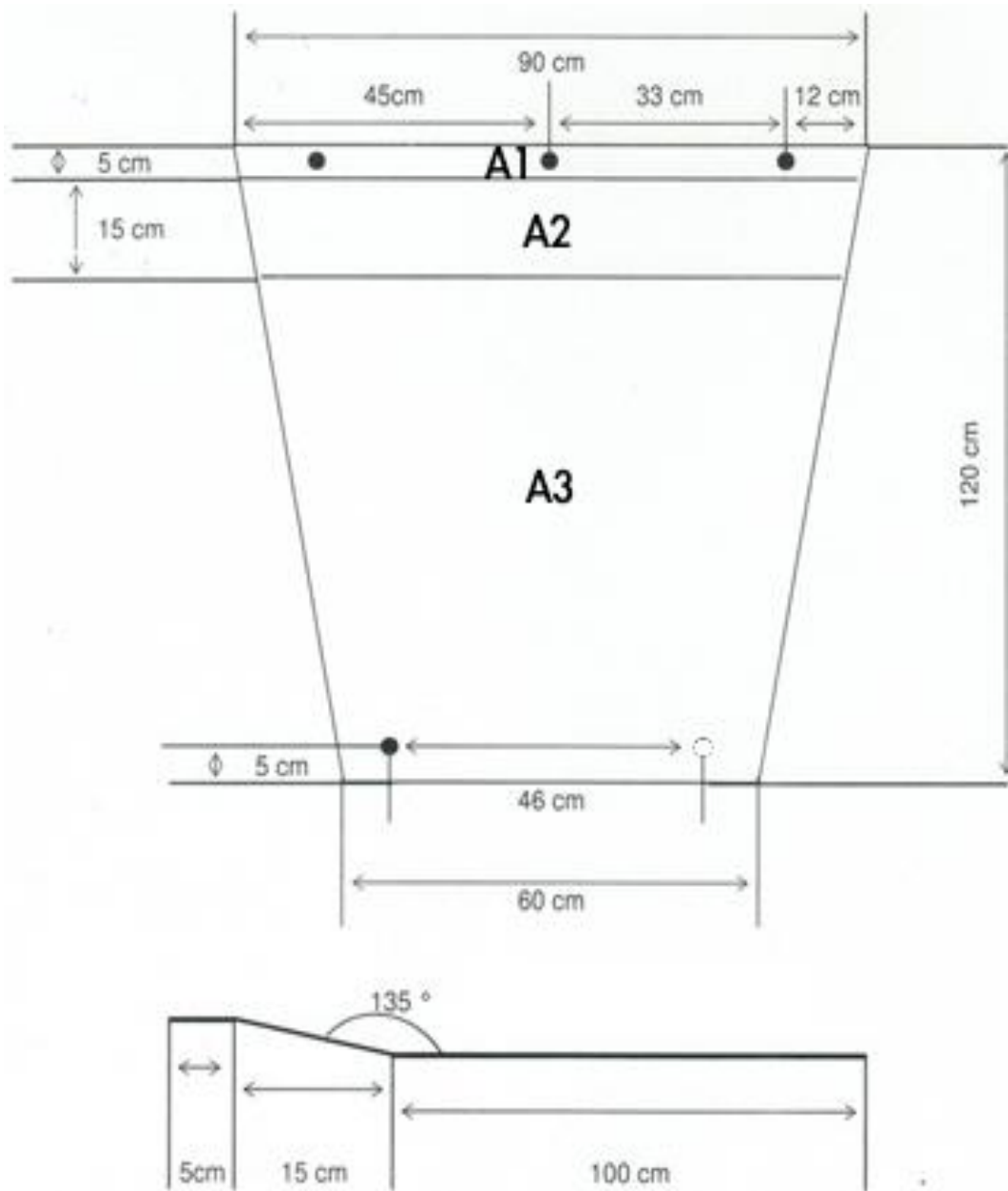
**Fuente:** [www.ac-sport.com](http://www.ac-sport.com)

El dimensionamiento del pieza está basado esencialmente en las medidas descritas en la figura 6.1 en donde se muestran los datos necesarios para la elaboración de las matrices que servirán como molde en la elaboración del elemento propuesto.

#### **6.6.4 PARÁMETROS A CONSIDERAR**

Se deben considerar diferentes parámetros como las dimensiones del elemento, características mecánicas y configuración del tejido; todo esto para que se cumpla con las propiedades esenciales que se espera obtener de este elemento de protección.

#### 6.6.4.1 DIMENSIONES



**Figura 6.2.** Esquema Protector de Carter Honda Civic EK4

**Fuente:** [www.ac-sport.com](http://www.ac-sport.com)

El área total de del elemento es la sumatoria de las tres áreas indicadas en la figura 6.2 .

Cálculo del área:

### **Área total**

$$A1 = 450 \text{ [cm]}$$

$$A2 = 1908,904 \text{ [cm]}$$

$$A3 = 8487,4 \text{ [cm]}$$

$$AT = A1+A2+A3$$

$$AT = (450 + 1908,904 + 8487,4) \text{ [cm]}$$

$$AT= 10846,304 \text{ [cm]}$$

### **Volumen**

e= espesor del material

$$VT = AT \times e$$

$$VT = 26031,12 \text{ [cm]}$$

#### **6.6.4.2 CARACTERÍSTICAS MECÁNICAS**

El material utilizado en la elaboración de este elemento de protección tiene propiedades mecánicas que son esenciales en este tipo de sólidos y se manifiestan principalmente cuando están sometidos a diferentes esfuerzos, estas se refieren a la capacidad de los mismos de resistir acciones de cargas de distinto carácter como de valor, ya sea por sentido o combinada.

Las propiedades mecánicas principales son:

**Plasticidad:** La capacidad del material compuesto para deformarse ante la acción de una carga, permaneciendo con una deformación irreversible.

**Dureza:** La resistencia u oposición del elemento de protección a ser afectado superficialmente por otro cuerpo.

**Resistencia:** Es la propiedad que presentan el material compuesto a la aplicación de distintas fuerzas y esto se puede evaluar en cuanto a la variación de forma o destrucción del elemento.

Elasticidad: Es la capacidad del material para regresar a su estado inicial cuando se le ha aplicado una fuerza.

Los aspectos que han sido detallados se resumen con los valores obtenidos mediante cálculos y la recolección de datos de la investigación previa que se encuentran expuestos en la siguiente tabla:

**Tabla 6.1:** Propiedades material híbrido Carbono/kevlar

	TRACCIÓN		FLEXIÓN	IMPACTO
	Esfuerzo	Módulo de Young (E)	Esfuerzo	Energía de Impacto Soportada
Valor	[MPa]	[GPa]	[GPa]	[J]
<b>Promedio</b>	251,37	194,43	330,09	3,423

Fuente: Autor

#### 6.6.4.3 CONFIGURACIÓN DEL MATERIAL DE REFUERZO

En un laminado multicapa es importante la condición de ortotropía debido a que así se garantiza que la resistencia a los esfuerzos a los que está sometido el material sean uniformes en los diferentes planos. Por otro lado se obtienen ventajas en el proceso de fabricación al momento de laminar y cuando se somete a un curado posterior, porque no existen deformaciones.

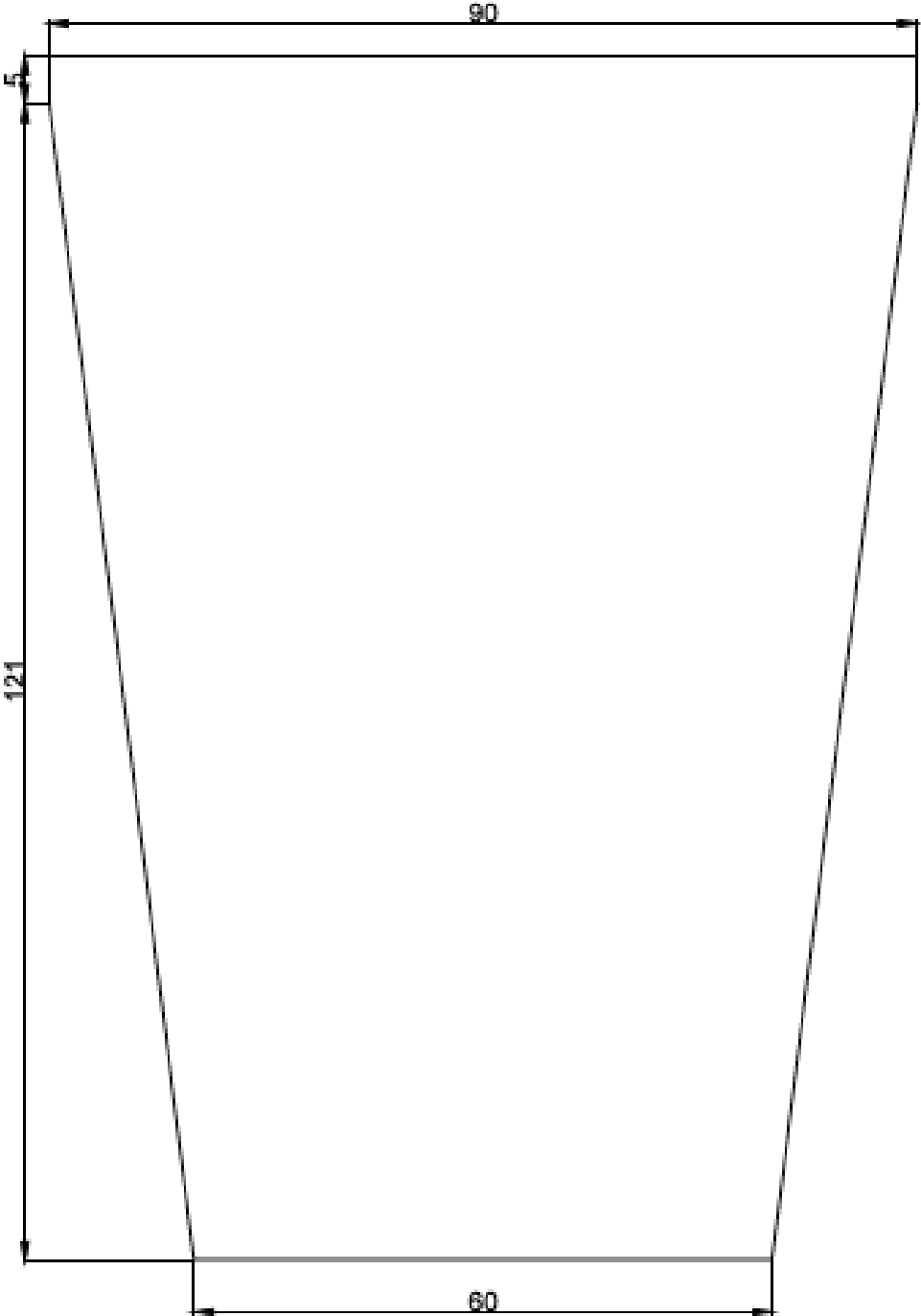
El laminado ortotrópico del material híbrido objeto de nuestro estudio se basa en la condición de 8 capas de tejido mixto configuradas a  $0^{\circ}$ ,  $90^{\circ}$ ,  $45^{\circ}$ ,  $-45^{\circ}$ ,  $-45^{\circ}$ ,  $45^{\circ}$ ,  $90^{\circ}$  y  $0^{\circ}$ ; con respecto a las fibras de carbono como se muestra en la figura 4.1.

#### 6.6.5 CÁLCULOS MEDIANTE FÓRMULAS

Los datos que se esperan obtener con los cálculos son principalmente la fracción volumétrica total del elemento y la proporción de la mezcla de la matriz epóxica en función de los 2 elementos de los cuales se compone.

**6.6.5.1 DETERMINACIÓN DE LA FRACCIÓN VOLUMÉTRICA**

Datos del corte de tejido:



**Figura 6.3.** Dimensiones del corte de tejido

**Fuente:** Autor

Área total = 10846,304 [cm]

Espesor = 0,0254 [cm]

Número de capas = 8

Volumen de una capa =  $275,49 \text{ cm}^3 = 0,2754 \text{ lt}$

Volumen total del tejido híbrido =  $2203,92 \text{ cm}^3 = \mathbf{2,203 \text{ lt}}$ .

Considerando que se debe utilizar 300 gr (0,2654 lt.) de resina epóxica por cada metro cuadrado de tejido plano ( $18 \text{ plg}^3 \text{ --- } 0,2949 \text{ lt}$ ).

Entonces se debe tener una cantidad idónea para todo el protector de cárter, como se detalla a continuación :

Volumen de la matriz epóxica= **1,982 lt**

Entonces a partir de la relación:

$$V_f + V_m = V_c$$

$$V_c = 2,203 \text{ lt} + 1,982 \text{ lt}$$

$$V_c = \mathbf{4,185 \text{ lt}}$$

Por lo tanto teniendo en cuenta el literal 4.1.2.2; se debe combinar 1,982 litros (2,24 Kg) de resina epóxica para un total de 8 capas de tejido de refuerzo que suman un volumen de 2,203 litros

#### **6.6.5.2 PROPORCIÓN DE LA MEZCLA DE LOS COMPONENTES DE LA MATRIZ EPÓXICA.**

La matriz epóxica tiene características y propiedades que se encuentran detalladas en el anexo 1 en ésta ficha técnica incluso establece las proporciones necesarias del componente A y el componente B en volumen necesarios para tener una mezcla idónea. La referencia que se tiene es de 100cc del componente A por cada 100 cc del componente B.



## 6.6.6 ELABORACIÓN DEL MOLDE O MATRIZ

El molde se lo realizo con la finalidad de que éste resulte como matriz para la elaboración de protectores de cárter, el molde fue previamente dimensionado y elaborado a partir de acero galvanizado para así poder garantizar su duración al ser reutilizado constantemente en la fabricación de nuevas piezas.

### 6.6.6.1 PROCESO DE FABRICACIÓN DEL MOLDE

La elaboración del molde se lo realizo en la ciudad de Ambato en el Sector de Huachi Chico, específicamente en los “Talleres Ortiz”; el proceso de fabricación se lo hizo bajo dirección técnica y basándonos en las dimensiones establecidas en la figura 6.2 del sitio web de AC Sport donde se detalla las medidas exactas del protector de cárter.

Para la elaboración del molde se tomaron en cuenta varios aspectos de diseño necesarios en éste elemento, aspectos como que debe estar hecho de un material resistente, por esto se lo realizó con lamina de acero galvanizado de 1 milímetro de espesor; además considerando que debe ser reutilizable y no debe tener pliegues que dificulten la extracción del producto. Teniendo en cuenta estas consideraciones se procedió a trazar el modelo en la lámina de tol según las dimensiones ya establecidas.



**Gráfico 6.1.** Trazado de medidas en lámina de tol

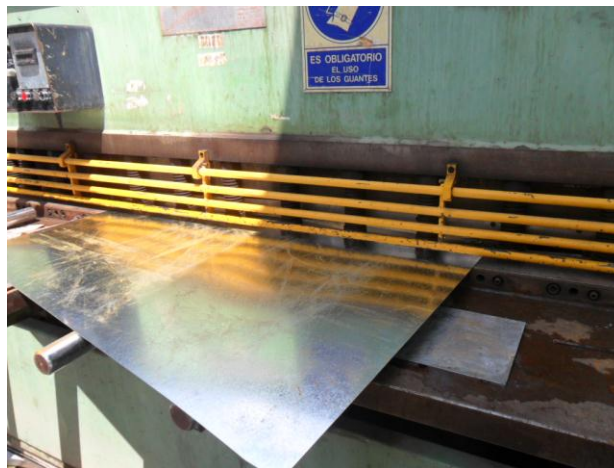
**Fuente:** Autor

Una vez trazada la forma final del elemento se realiza el corte del material mediante una cizalla, para obtener cortes uniformes en los delineamientos.



**Gráfico 6.2.** Corte de la lámina de acero galvanizado

**Fuente:** Autor



**Gráfico 6.3.** Corte diagonal de la lámina de acero galvanizado

**Fuente:** Autor

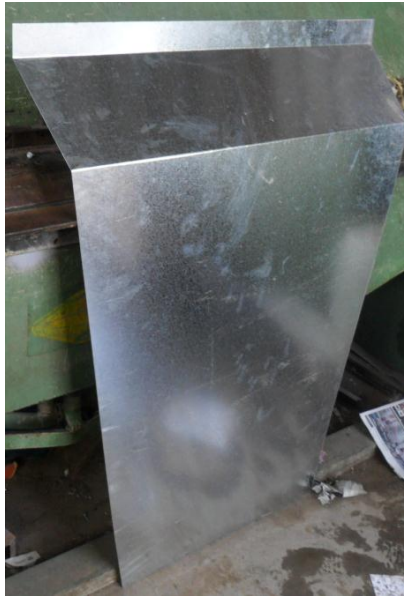
Posteriormente se procede a doblar el material en una dobladora de tol, con las medidas ya trazadas anteriormente y así obtener acabados perfectos.



**Gráfico 6.4.** Doblado de lámina de acero galvanizado

**Fuente:** Autor

Al finalizar el proceso de fabricación del molde se puede observar en la matriz que no se tiene imperfecciones que dificulten que ésta sea utilizada como tal, esto se muestra en la figura 6.8.



**Gráfico 6.5.** Molde de protector de cárter elaborado en acero galvanizado

**Fuente:** Autor

### 6.6.7 COSTO POR PIEZA OBTENIDA

Evaluar el costo por cada elemento terminado tiene como finalidad establecer un indicador económico del material compuesto en función de cada yarda obtenida del polímero híbrido estratificado en matriz epóxica reforzado con un tejido mixto elaborado con fibras de carbono y kevlar.

Los diferentes parámetros que se tomaron en cuenta al momento de realizar el análisis económico de la pieza terminada fueron valorados en función a los costos de la materia prima en el exterior, obviamente sin tener en cuenta el costo de importación o transporte; y en la elaboración del proyecto se tomó en cuenta el costo de mano de obra propuesto por el técnico fibrero.

Por otro lado se realiza un detalle de las medidas del protector de carter para así obtener el valor real del proyecto, de esta manera se puede tener una referencia y posteriormente compararlo con los elementos similares ofertados en el mercado.

#### DETALLE DE COSTOS MATERIA PRIMA

Cabe recalcar que se tomó en cuenta una cantidad de 300 gr de resina epóxica por cada yarda de tejido mixto. Los precios detallados son en base al precio actual de los componentes en el mercado de Estados Unidos.

**Tabla 6.2.** Detalle de costos de materia prima

Detalle de costos materia prima por cada yarda				
Denominación	Cantidad	Unidad	Valor Unitario(USD)	Valor Total (USD)
Tejido Híbrido Carbono & Kevlar	8	Yarda	22	176
Resina Epóxica	2	Kilo	35	70
Desmoldantes	0,5	Kilo	10	5
Láminas de Empaque al vacío	2	Metros	20	40
<b>Total</b>				<b>291</b>

Fuente: Autor

El valor total estimado de la materia prima fue de un total de 291 dólares americanos, se debe considerar éste valor por unidad obtenida y la variación puede presentarse por distintos factores.

#### DETALLE DE COSTOS MANO DE OBRA

El costo de la mano de obra se detalla únicamente en función a la factura entregada por el técnico fibrero donde enumera los pasos realizados en el proceso de fabricación, con un costo final incluido impuestos.

**Tabla 6.3:** Detalle de costos de mano de obra

Detalle de costos mano de obra por cada yarda	
<b>Descripción</b>	
Corte del tejido	
Preparación de la mezcla	
Preparación del molde	
Estratificación	
Empacado al vacío	
Acabados	
<b>Subtotal (USD):</b>	<b>50</b>
<b>IVA 12% (USD):</b>	<b>6</b>
<b>Total (USD):</b>	<b>56</b>

**Fuente:** Autor

La mano de obra tiene un costo de 56 dólares americanos; pero se debe tomar en cuenta que este es un valor estimado para una producción por unidad terminada.

#### COSTO TOTAL POR ELEMENTO OBTENIDO

El costo total por cada elemento obtenido; aproximadamente una yarda es de 347 dólares Americanos y por otro lado establece las dimensiones semejantes a las del protector de carter elaborado en matriz epóxica reforzado con 8 capas de tejido mixto

de carbono y kevlar; el valor final incluye la mano de obra de los acabados del elemento.

**Tabla 6.4.** Costo total por elemento obtenido

Costo total por cada yarda de material híbrido	
<b>Detalle</b>	<b>Valor(USD)</b>
Costo materia prima	291
Costos mano de obra	56
<b>Total</b>	<b>347</b>

**Fuente:** Autor

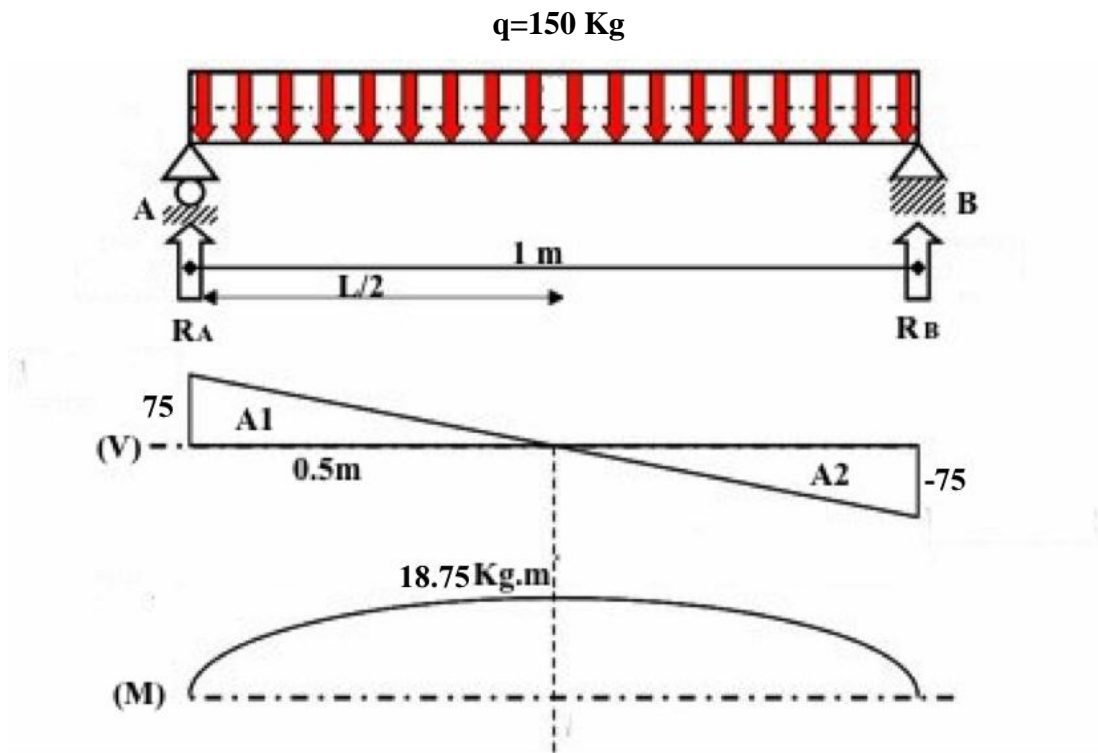
Se llega a concluir que el valor total por pieza obtenida incluyendo acabados es de un total de 347 dólares americanos.

#### **6.6.8 ANÁLISIS DE CARGAS**

Para objeto de análisis se tomará en cuenta la mayor sección del elemento que está expuesta a diferentes cargas.

Según los datos del vehículo Honda Civic modelo EK4 presentados en la ficha técnica del manual de usuario se determina que el auto tiene un peso total de 1240 Kg., donde para proceso de evaluación se toma en cuenta un valor de 150 kg. que se considera están dentro de un valor de carga aceptable para esta sección del vehículo.

La sección a ser evaluada se la trató como una viga simplemente apoyada, teniendo presente las restricciones y las propiedades del material objeto del estudio. A continuación se presenta un análisis del diagrama de cortante y momento flector con los datos estimados a los que está sometido el elemento.



**Figura 6.4.** Análisis de cargas

**Fuente:** Autor

**Datos:**

$$q = 150 \text{ Kg}$$

$$L = 1 \text{ m}$$

$$W = q \cdot L$$

$$W = 150 (1)$$

$$h = 2,4 \times 10^{-3} \text{ m}$$

$$S_{ut} = 251.37 \text{ MPa}$$

Fuerzas:

$$+\uparrow \sum F_y = 0$$

$$R_A(0) - 150(0,5) + R_B(1) = 0$$

$$-250 + R_B = 0$$

$$R_B = 75 \text{ Kgf}$$

Momentos:

$$+\curvearrowright \sum M_B = 0$$

$$W\left(\frac{L}{2}\right) - R_A(L) = 0$$

$$150(0,5) - R_A(1) = 0$$

$$R_A = 75 \text{ Kgf}$$

Áreas:

$$A_1 = \frac{0,5(75)}{2}$$

$$A_1 = 18,75 \text{ Kg.m}$$

$$A_2 = \frac{0,5(-75)}{2}$$

$$A_1 = -18,75 \text{ Kg.m}$$

por lo tanto:

$$M_{\text{máx1}} = 18,75 \text{ Kg.m}$$

$$M_{\text{máx1}} = 183,87 \text{ N.m}$$

entonces:

$$\sigma_x = \frac{M \cdot c}{I}$$

donde:

$$c = \frac{h}{2}$$

$$c = \frac{2,4 \times 10^{-3}}{2}$$

$$c = 1,2 \times 10^{-3} \text{ m}$$

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



$$I_x = \frac{(1)(2,4 \times 10^{-3})^3}{12}$$

$$I_x = 1,152 \times 10^{-9} \text{ m}^4$$

$$S = \frac{I}{c}$$

$$S = \frac{1,152 \times 10^{-9}}{1,2 \times 10^{-3}}$$

$$S = 9,6 \times 10^{-7} \text{ m}^3$$

$$\sigma_x = \frac{M_{\text{máx1}}}{S}$$

$$\sigma_x = \frac{183,87 \text{ N.m}}{9,6 \times 10^{-7} \text{ m}^3}$$

$$\sigma_x = 191,53 \times 10^6$$

$$\sigma_x = \sqrt{\sigma_x^2 + 3\cancel{\sigma_{xy}}^0}$$

$$\sigma_x = \sigma_{\text{eq.}}$$

Por lo tanto:

$$n = \frac{S_{ut}}{\sigma_{\text{eq.}}}$$

$$n = \frac{251,37 \times 10^6}{191,53 \times 10^6}$$

$$n = 1,31$$

$$1,31 > 1,2$$

## **6.6.9 MODELADO EN SOFTWARE**

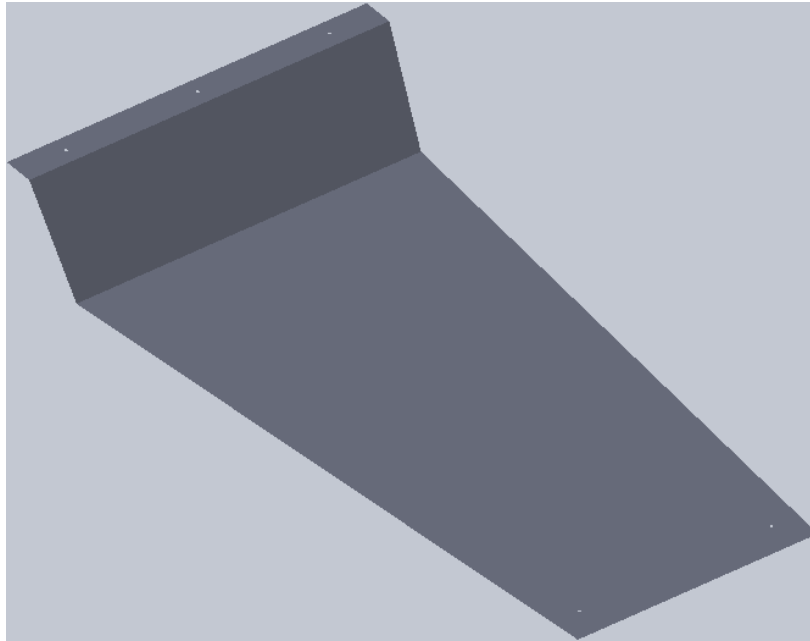
El modelado del elemento en software se detalla con los respectivos planos en el anexo 4. Donde se puede observar las medidas exactas en diferentes perspectivas de la pieza que posteriormente serán de gran importancia para la elaboración del proyecto tangible.

### **6.6.9.1 ANÁLISIS COMPUTACIONAL**

Una vez que se tienen las medidas reales del elemento se procede a realizar un modelo computacional para validación de resultados, todo se lo hace con los valores de resistencia del material obtenidos en las pruebas previas.

Es de gran importancia simular el protector con todos los parámetros que sean posibles en el software para que se pueda obtener una evaluación que sea lo más real posible.

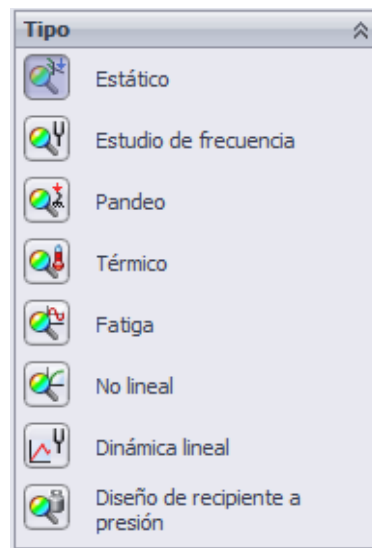
Como primer paso se grafica el elemento con las medidas detalladas en la figura 6.10; teniendo en cuenta que en lugar de que sea un elemento sólido se lo va a especificar como una superficie, para que de esta manera se pueda aplicar un material compuesto al elemento de simulación.



**Gráfico 6.6.** Modelo computacional

**Fuente:** Autor

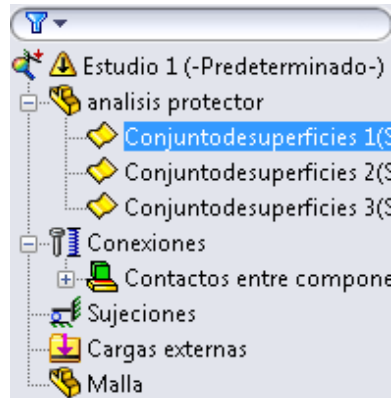
El tipo de estudio a realizarse se determina que va a ser estático, debido a las fijaciones del elemento en la carrocería.



**Gráfico 6.7.** Selección del tipo de estudio

**Fuente:** Autor

El elemento esquematizado en el software consta de tres superficies al momento de sus construcción y se presentan en el detalle de características del estudio, dentro del estudio se tiene un análisis del protector donde se puede editar las definiciones de las tres superficies que conforman el elemento.

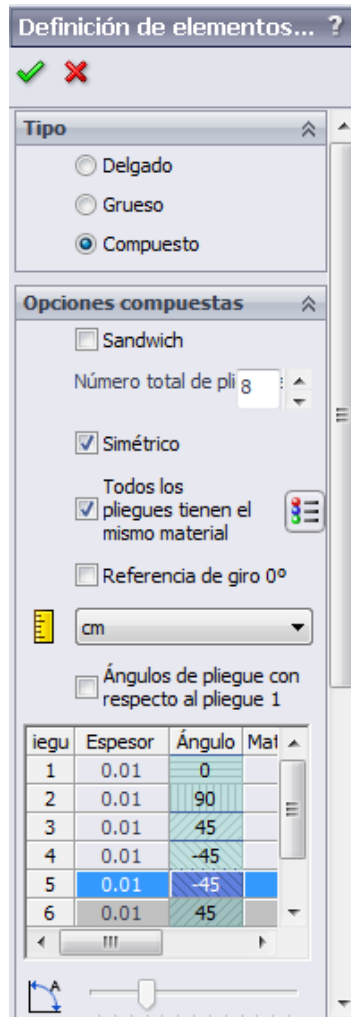


**Gráfico 6.8.** Detalle de las superficies del elemento

**Fuente:** Autor

Una vez que se analice el elemento se procede a editar las definiciones de cada una de las superficies, este proceso es de gran importancia porque esto determinará la semejanza del material de simulación con respecto al original.

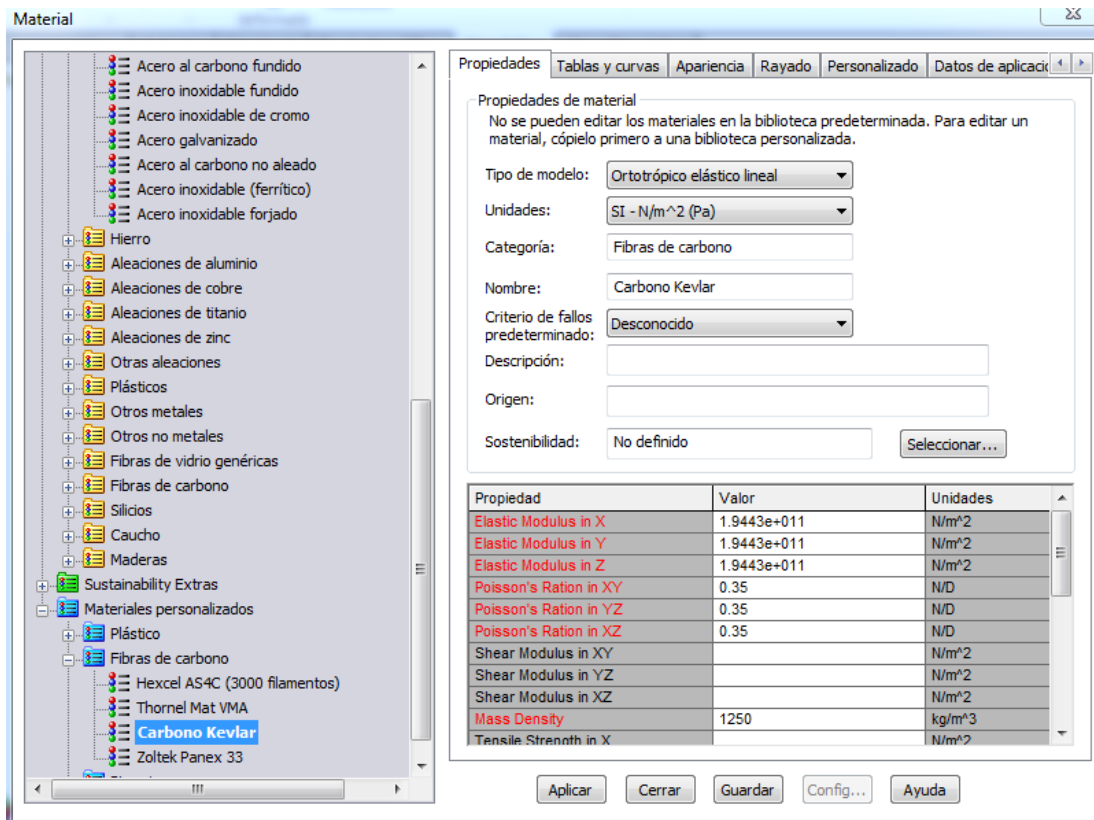
Las principales características que se debe tomar en cuenta en el elemento de análisis son que este material debe ser un compuesto por un número total de 8 capas de tejido, la configuración de las capas de tejido deberán tener simetría en el ángulo de ubicación y obviamente todas las capas tendrán el mismo material.



**Gráfico 6.9.** Definición del elemento

**Fuente:** Autor

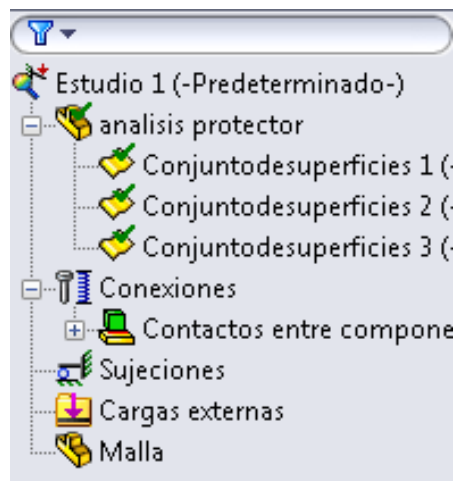
El material objeto de nuestro estudio no se presenta en la biblioteca de materiales de software por obvias razones, por lo tanto se crea un nuevo material partiendo de fibras de carbono y así procedemos a ingresar datos en la tabla de edición de propiedades, es importante especificar en éste paso que el material es ortotrópico elástico lineal.



**Gráfico 6.10.** Detalle de propiedades del nuevo material

**Fuente:** Autor

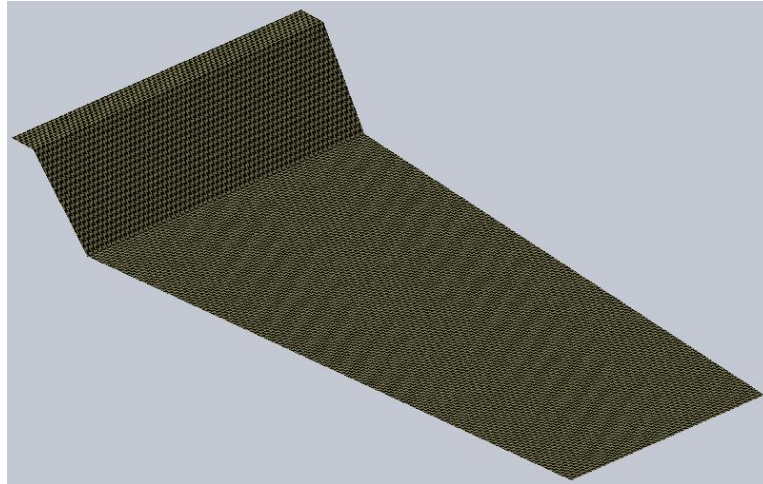
El mismo procedimiento anterior se lo realiza para cada uno de los tres conjuntos de superficies de las cuales se compone el elemento.



**Gráfico 6.11.** Aplicación del material a las superficies

**Fuente:** Autor

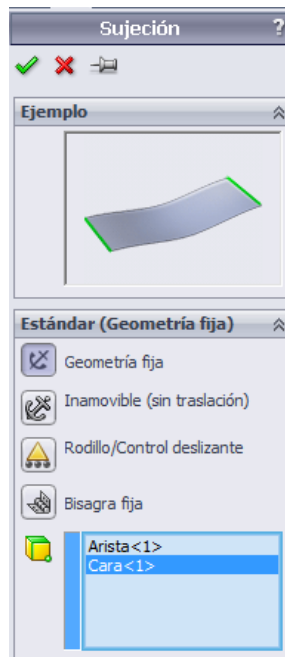
Como siguiente paso se realiza la edición de la apariencia total del elemento, teniendo como referencia el material original.



**Gráfico 6.12.** Edición de las características visuales del elemento

**Fuente:** Autor

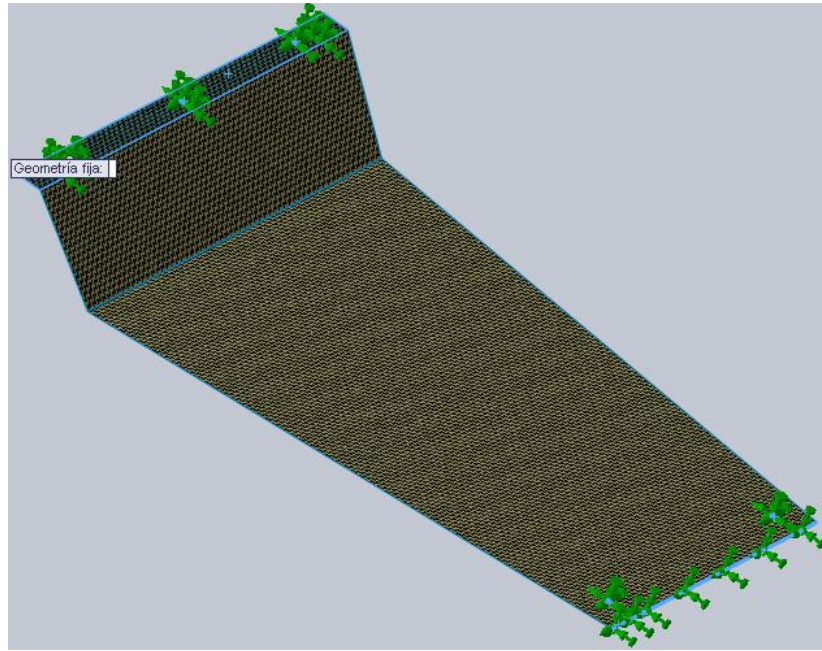
Las sujeciones a las que estará aplicado el elemento real son dos, de acuerdo con lo detallado en la figura 6.18 se establece que estarán aplicadas en la cara 1 y arista 1.



**Gráfico 6.13.** Sujeción del elemento

**Fuente:** Autor

En la figura 6.18 se presentan las dos sujeciones aplicadas al elemento de análisis, esto hace que se presente como una geometría fija, tal y como se requiere en el análisis.

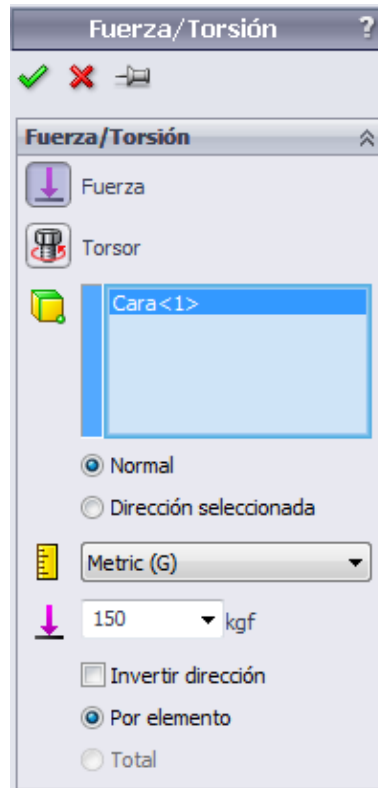


**Gráfico 6.14.** Elemento fijado

**Fuente:** Autor

Para continuar con el estudio es necesario aplicar una carga, por lo tanto la fuerza normal aplicada a esta sección del elemento será de 150 Kg., específicamente en una cara y será distribuida en toda la superficie.

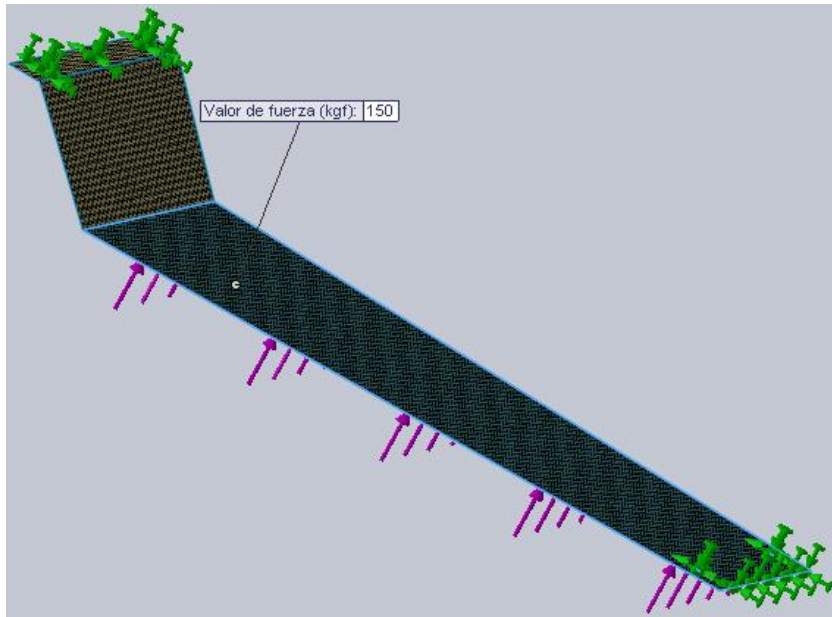




**Gráfico 6.15.** Aplicación de la carga

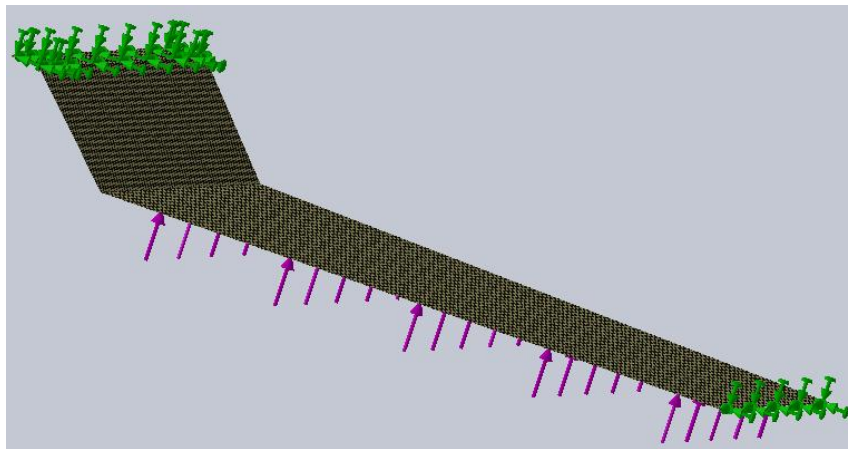
**Fuente:** Autor

En las figuras 6.20 y 6.21 se muestra diferentes ángulos del elemento donde se puede observar la fijación en dos de las secciones y con una carga aplicada en la superficie de mayor área que es la que está expuesta a la fuerza de 150 Kg. Distribuida a lo largo de la cara y se puede considerar como una viga simplemente apoyada.



**Gráfico 6.16.** Sujeciones y fuerzas aplicadas

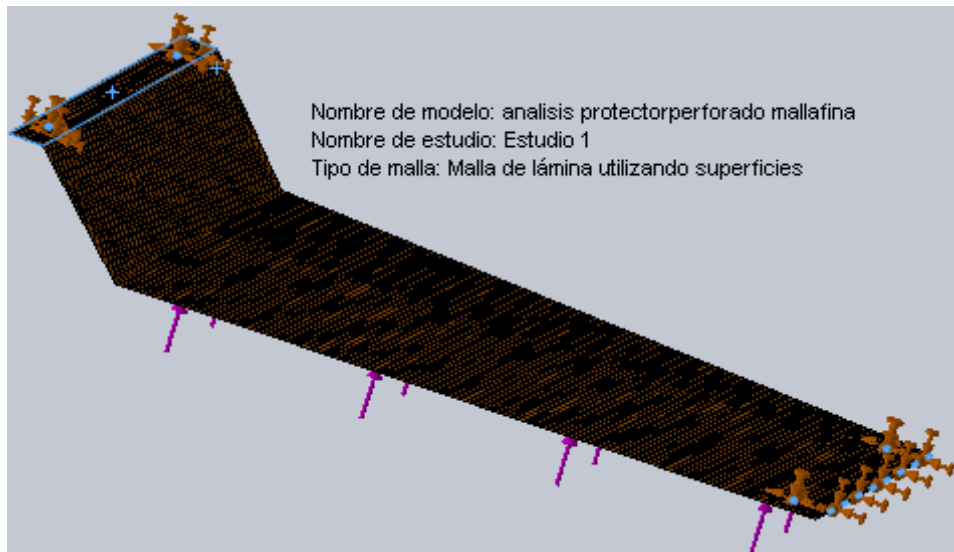
**Fuente:** Autor



**Gráfico 6.17.** Sujeciones y fuerzas aplicadas

**Fuente:** Autor

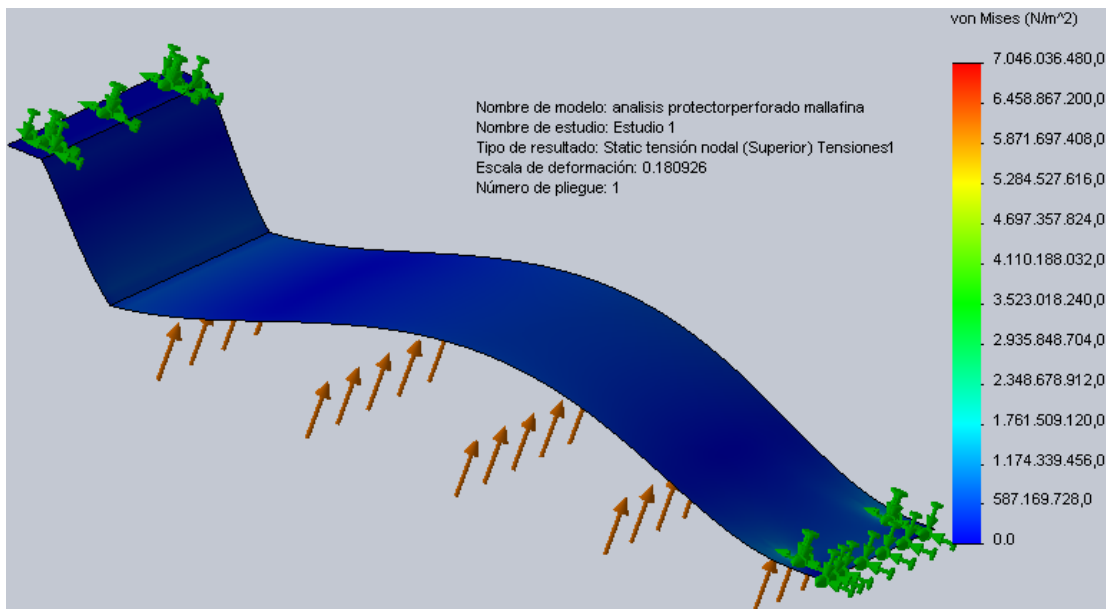
Previo a la ejecución del análisis es necesario realizar el mallado total correspondiente, este mallado es fino y se muestra a continuación en la figura 6.22.



**Gráfico 6.18.** Mallado Fino del elemento

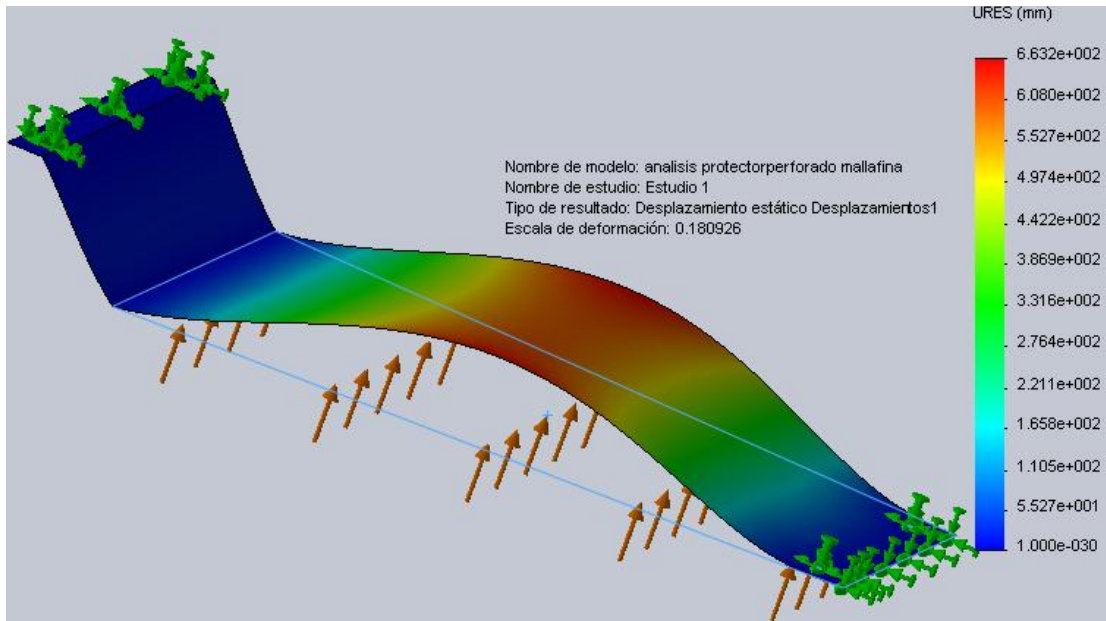
**Fuente:** Autor

Finalmente se procede a ejecutar el estudio del elemento en el software donde nos dará como resultado los diferentes análisis de esfuerzos y deformaciones.



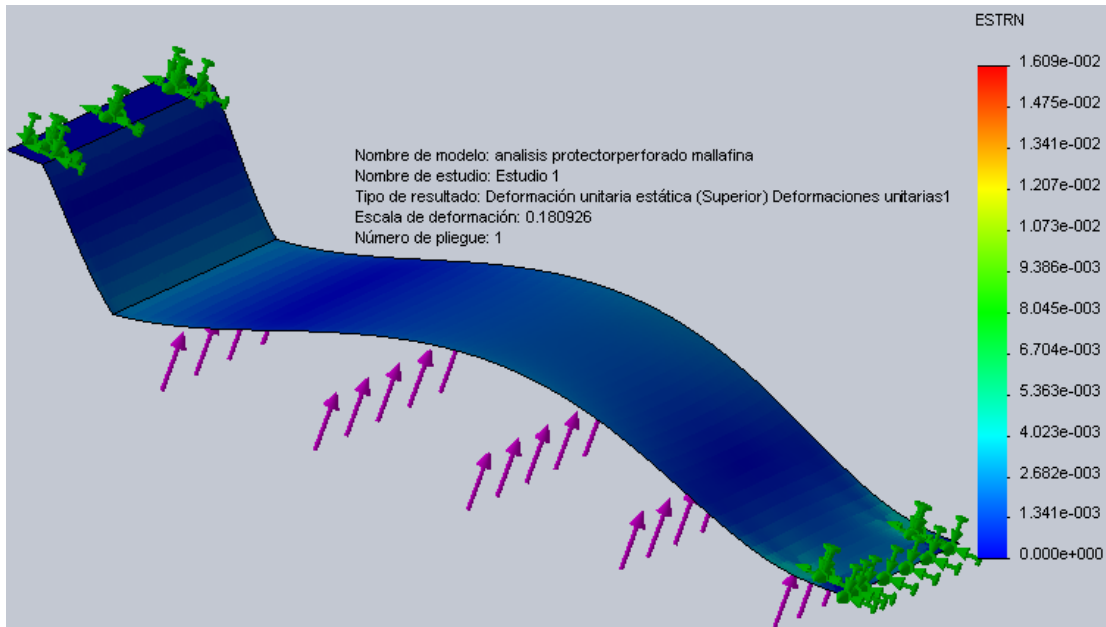
**Gráfico 6.19.** Análisis de tensiones de Von Mises en el elemento.

**Fuente:** Autor



**Gráfico 6.20.** Análisis de desplazamientos en el elemento.

**Fuente:** Autor



**Gráfico 6.21.** Análisis de deformaciones unitarias en el elemento.

**Fuente:** Autor

### 6.6.9.2 ANÁLISIS DE RESULTADOS

Los resultados del análisis computacional se presentan con los valores del esfuerzo de Von Mises y el desplazamiento máximo del elemento sometido a una carga estimada de 150 Kg. Realizada la evaluación del elemento se establece que la resistencia del elemento mejorará con relación al número de capas aplicadas, cabe recalcar que en este caso se aplicaron un promedio de ocho capas con una configuración cuasiisótropa del material de refuerzo.

**Tabla 6.5.** Resultados del análisis computacional

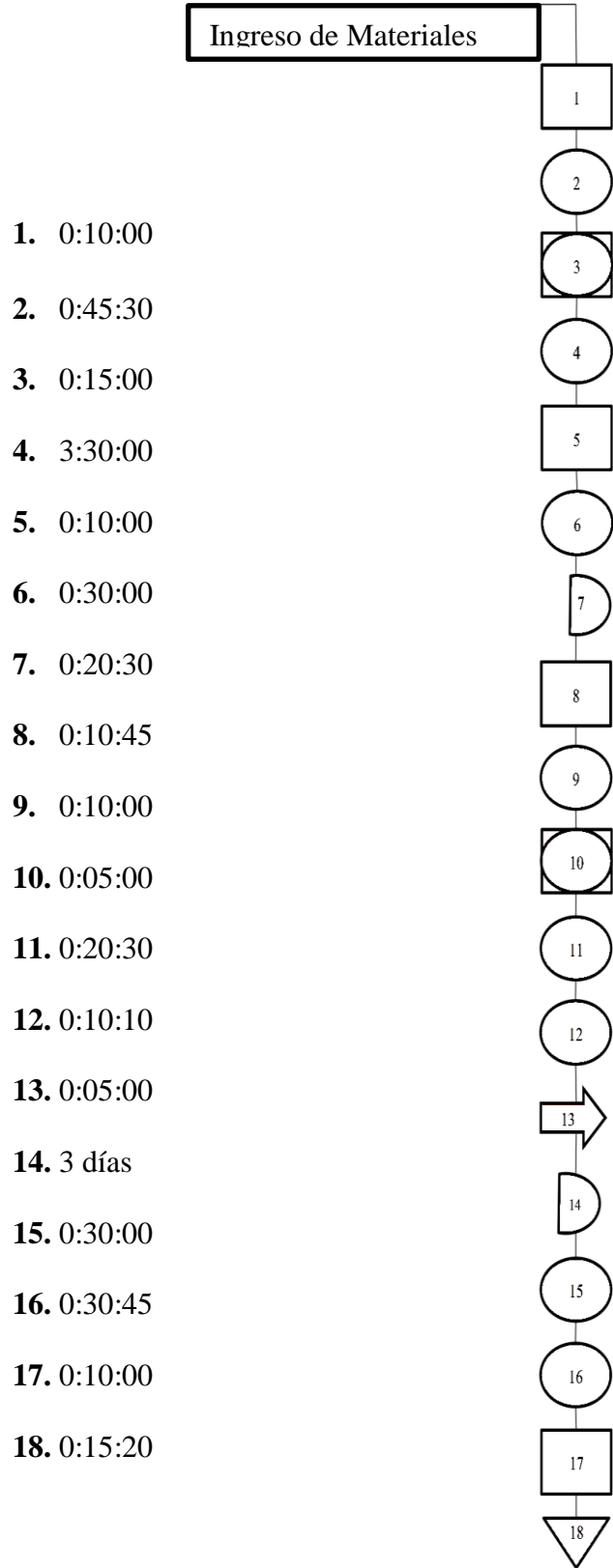
<b>Estudio realizado mediante software del protector de carter del material híbrido de matriz epóxica reforzado con carbono y kevlar.</b>		
Análisis	Unid.	Valores
		máx.
Von Mises	[GPa.]	7,046
Desplazamientos	[mm]	663
Deformaciones	-	0,016

**Fuente:** Autor

### 6.7 METODOLOGÍA DE FABRICACIÓN

La metodología que se seguirá en este proceso se basa específicamente en un proceso establecido que tiene como primer objetivo la elaboración y verificación de los planos, posteriormente se realizará un diagrama de procesos seguido del respectivo cursograma analítico y culminando con la elaboración del proyecto.

### 6.7.1 DIAGRAMA DE PROCESOS



## 6.7.2 CURSOGRAMA ANALÍTICO DE PROCESOS

En la siguiente tabla se muestra el cursograma analítico de proceso donde se detalla los pasos a realizarse en la fabricación del protector de carter por unidad, además se incluye los tiempos necesarios para cada una de las actividades.

**Tabla 6.6:** Cursograma analítico de Proceso

Cursograma Analítico		Operario							
DIAGRAMA: 1 Hoja: 1 de 1		RESUMEN							
Objeto: Protector de Carter		Actividad	Actual	Propuesto	Economía				
		○	10						
Actividad: Elaboracion de Partes de Autos		⇒	1						
		◻	2						
Método: Actual		□	4						
		▽	1						
Lugar: Laboratorios UTA-FICM		Distancia[m]	19						
Aprobado por: Fecha:		Tiempo [h]	80						
		Costo	450 USD						
Compuesto por: Núñez Ludwin		M.O	50USD						
		MAT	400USD						
DESCRIPCIÓN	Cant.	D[m]	Tiemp.	Símbolo		Observaciones			
				○	⇒	◻	▽		
1. Revisión de orden de trabajo			0:10:00						
2. Construcción del molde	1		0:45:30	●					
3. Preparación del molde			0:15:00	●				Pulir contornos	
4. Trazado y corte del material de refuerzo	8		3:30:00	●				Delinear con cinta	
5. Configuración del tejido			0:10:00			●		Cuasi-isotropo	
6. Aplicación de sust. desmoldantes en la matriz			0:30:00	●				Tres capas de cera	
7. Demora por secado de sustancias aplicadas			0:20:30			●			
8. Verificación de la superficie del molde			0:10:45			●			
9. Preparación de la mezcla	8		0:10:00	●				Revisar manual	
10. Verificación de la fracción volumetrica			0:05:00	●				Revisar cálculos	
11. Estratificación de resina en capas de tejido			0:20:30	●				Impregnación manual	
12. Empacado al vacío	1	2	0:10:10	●					
13. Transporte del elemento		4	0:05:00	●				Dos personas mínimo	
14. Curado a temperatura ambiente			3 días			●		Aprox. 20 grados	
15. Extracción de la pieza desde el molde	2		0:30:00	●				Utilizar herramientas	
16. Maquinado de la pieza	5		0:30:45	●				Acabado	
17. Control de Calidad			0:10:00				●		
18. Almacenamiento		6	0:15:20				●		
TOTAL	18			10	1	2	4	1	

Fuente: Autor

## 6.7.3 SECUENCIA PARA LA ELABORACIÓN DEL PROYECTO

A continuación se establece un proceso de laminación que es idóneo para obtener un material compuesto de matriz epóxica reforzada con un tejido mixto de fibras de

carbono y kevlar, con el fin de obtener un elemento que forma parte de una carrocería, específicamente u protector de carter que sea muy resistente y liviano a la vez.

El proceso realizado consta de los siguientes pasos los cuales se realizaron basándose en el detalle de actividades que se presenta en el cursograma analítico de procesos y bajo normas de seguridad básicas.

### CORTE DEL TEJIDO

El delineamiento del tejido se lo debe realizar colocando cinta adhesiva según las medidas necesarias, posteriormente se procede a cortar con una tijera especial para Kevlar y de esta manera obtener cortes uniformes con las medidas exactas sin desperdiciar material. El mismo procedimiento se lo hace para las ocho piezas de tejido necesarias para el proyecto que serán cortadas en diferentes ángulos con respecto a la fibra de carbono.



**Gráfico 6.22.** Delineamiento y corte del tejido mixto carbono/kevlar

**Fuente:** Autor

### PREPARACIÓN DEL MOLDE

Una vez obtenido el molde a partir de una plancha de acero galvanizado, se aplica sustancias desmoldantes sobre la superficie; primero se aplica tres capas de cera para



pisos y luego dos capas de alcohol polivinílico que son importantes para que no se adhiera el material compuesto a la matriz.



**Gráfico 6.23.** Aplicación de sustancias desmoldantes

**Fuente:** Autor

#### PREPARACIÓN DE LA MEZCLA

Para la preparación de la mezcla hay que medir correctamente los dos componentes que conforman la resina epóxica, estos deben ser mezclados de forma exhaustiva, agitando bien y de manera lenta, además se debe extraerlos residuos de los componentes que pudieran estar en los costados y en el fondo del recipiente con la misma paleta con la que se procede a mezclar.

El proceso se lo realiza durante 3 minutos aproximadamente dependiendo de la cantidad de la mezcla, todo hasta que la mezcla tome un color homogéneo.

Como recomendación no mezcle grandes cantidades de resina debido a que los lotes grandes son más difíciles de mezclar y el fraguado de la mezcla es más rápido. Un dato útil es que unos 100 gramos. de resina se pueden utilizar durante 25 minutos aproximadamente a una temperatura de 20-25°C.



**Gráfico 6.24.** Preparación de la resina epóxica

**Fuente:** Autor

#### TENDIDO MANUAL DEL TEJIDO

Posicionamos la capas de tela en la configuración establecida en la figura 4.1 y posteriormente las separamos para tener listo el material para el proceso de estratificación



**Gráfico 6.25.** Selección y configuración de capas de tejido carbono/kevlar

**Fuente:** Autor

Se comienza colocando una capa y teniendo en cuenta que se debe hacer coincidir los bordes del material con los del molde debido a que tienen medidas precisas en ciertas secciones, excepto en la superior donde se deja un espaciamento para la posterior extracción del elemento del molde.



**Gráfico 6.26.** Colocación de capas de tejido carbono/kevlar

**Fuente:** Autor

### ESTRATIFICACIÓN MANUAL

Comenzamos la impregnación con una brocha hasta que se aprecie una transparencia en la tela, se tiene que evitar las burbujas de aire en la laminación del tejido y también las deformaciones en los extremos, se debe tener en cuenta la fracción volumétrica al momento de aplicar la resina, para no tener excesos de sustancia epóxica y así no varíen los volúmenes y el material no se vuelva frágil por cuestión de exceso o falta de algún compuesto.



**Gráfico 6.27.** Estratificación manual de resina epóxica

**Fuente:** Autor

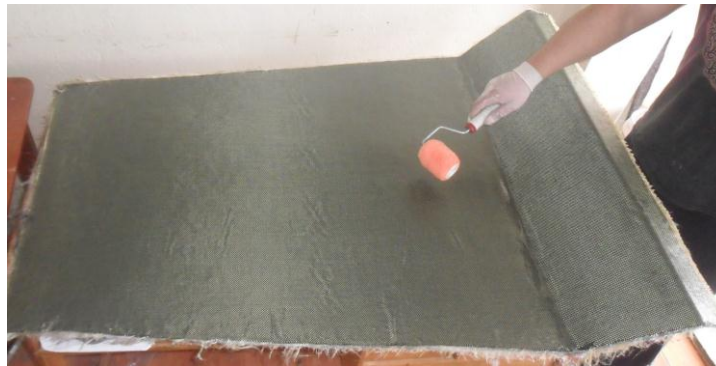
Es importante que la laminación quede uniforme en todo sentido, al utilizar el tejido híbrido en la configuración adecuada garantiza un equilibrio entre capas y de esta forma se evita que se levanten los bordes durante el proceso.



**Gráfico 6.28.** Estratificación manual de resina epóxica

**Fuente:** Autor

Al culminar la estratificación de cada capa es recomendable deslizar un rodillo sobre el material, esto se lo hace para garantizar que el compuesto no vaya a tener excesos de resina epóxica y no cambien los porcentajes de los componentes determinados con anterioridad.



**Gráfico 6.29.** Retiro de exceso de resina

**Fuente:** Autor

El proceso detallado hasta aquí se lo debe realizar con cuidado y siguiendo normas de seguridad y repitiendo la misma metodología para las ocho capas necesarias en el elemento en su respectiva configuración, se culminará con la estratificación total del elemento.



**Gráfico 6.30.** Colocación de 8 capas de tejido carbono/kevlar

**Fuente:** Autor

### EMPACADO AL VACÍO

En casos donde se requiere obtener mejores resultados del material compuesto se realiza el proceso de empacado al vacío que no es sino colocar el elemento cubierto con láminas plástica, con una tela absorbente y una malla; todo dentro de una bolsa plástica especial, la misma que será sellada completamente con cinta adhesiva de doble cara para garantizar su hermeticidad. Luego se procede a extraer el aire que se encuentra en el interior por medio de una válvula que estará conectada a una bomba de vacío, el proceso durara aproximadamente 60 minutos.

Todo esto se lo hace con el objetivo de impregnar totalmente las capas de tejido y de cierta forma extraer mínimas cantidades restantes de resina que pudieren hallarse en el laminado; así se obtiene mejores propiedades en el elemento final.



**Gráfico 6.31.** Empacado al Vacío

**Fuente:** Autor

## CURADO

El tiempo de curado o secado depende de la temperatura inicial de los componentes. Es importante recordar que la reacción química de la resina es exotérmica, es decir que desprende calor y teniendo en cuenta esta consideración el tiempo de curado parcial es de aproximadamente 6 horas. Transcurrido este tiempo el elemento se puede mover; no obstante se requiere un largo tiempo de 36 horas a una temperatura ambiente (aproximadamente 20 °C) para poder extraer el elemento de la matriz y realizar los acabados necesarios.

## ELEMENTO TERMINADO

Una vez extraída la pieza del molde se ha realizado el proceso que comprende los acabados, que son las perforaciones necesarias para los pernos de sujeción y el pulido de los contornos del elemento; el proyecto final se muestra en la figura 6.36 donde se visualiza el protector de carter para un honda civic EK4.





**Gráfico 6.32.** Protector terminado

**Fuente:** Autor

## **6.8 ADMINISTRACIÓN**

### **6.8.1 VALORACIÓN ECONÓMICA DEL PROYECTO**

La valoración económica del proyecto incluye un listado de los costos directos e indirectos que influyeron en la realización del presente estudio y culminando con una valoración total.

#### **6.8.1.1 COSTOS DIRECTOS**

Estos costos directos se definen así debido a que de esta manera influyen de forma directa a la determinación del precio de producto final, el mismo que tendrá que ser justificado basándose en su precio en el mercado actual.

En este caso los implementos necesarios para la elaboración del proyecto se detallan en la tabla 6.7, donde se detallan cada uno con su respectivo precio por unidad y luego el precio total.

**Tabla 6.7:** Análisis de costos directos

<b>Costos Directos</b>				
<b>Denominación</b>	<b>Cantidad</b>	<b>Unidad</b>	<b>Valor Unitario(USD)</b>	<b>Valor Total (USD)</b>
Tejido Híbrido Carbono & Kevlar	10	Yarda	38	380
Resina Epóxica	4	Kilo	70	280
Desmoldantes	2	Kilo	10	20
Tijeras para Kevlar	1	-	25	25
Molde probetas	3	-	2	6
Molde Proyecto	1	-	35	35
Instrumentos Estatificación	1	-	30	30
Implementos de Seguridad	1	-	25	25
Láminas de Empaque al vacío	4	Metros	25	100
<b>Subtotal(USD)</b>				<b>901</b>
<b>Imprevistos 20%</b>				<b>180,2</b>
<b>Total(USD)</b>				<b>1081,2</b>

Fuente: Autor

**6.8.1.2 COSTOS INDIRECTOS**

Los costos indirectos son aquellos que afectan al proceso productivo en general que en definitiva tienen que ver con costos de mano de obra, transporte, gastos administrativos, etc., que se encuentran detallados de forma directa en la tabla 6.8 Con valores unitarios y posteriormente obteniendo un valor total.



**Tabla 6.8.** Análisis de costos indirectos

<b>Costos Indirectos</b>			
<b>Denominación</b>	<b>Cantidad</b>	<b>Valor Unitario(USD)</b>	<b>Valor Total (USD)</b>
Mano de Obra	2	100	200
Empaque al vacío	4	10	40
Ensayos	21	6	126
Transporte	10	3	30
Acoples Maquina Univ.	1	35	35
Costos Administrativos	1	20	20
Costos por Importación	4	60	240
<b>Subtotal(USD)</b>			<b>691</b>
<b>Imprevistos 20%</b>			<b>138,2</b>
<b>Total(USD)</b>			<b>829,2</b>

**Fuente:** Autor

### 6.8.1.3 COSTO TOTAL DEL PROYECTO

**Tabla 6.9.** Análisis del costo total del proyecto

<b>Costos Total</b>	
<b>Denominación</b>	<b>Valor Total (USD)</b>
Costos Directos	1081,2
Costos Indirectos	829,2
<b>Total(USD)</b>	<b>1910,4</b>

**Fuente:** Autor

### 6.9 PREVISIÓN DE LA EVALUACIÓN

Al culminar la investigación es menester considerar todas las conclusiones y recomendaciones presentes en éste trabajo, a fin de prevenir inconvenientes al momento de ejecutar el procedimiento y en la caracterización mecánica de cualquier

proyecto. Además se sugiere investigaciones posteriores a este trabajo, en las cuales se indague la posibilidad de aplicar los resultados obtenidos en este material para mejorar las propiedades a otro tipo de elementos o partes estructurales de vehículos con las mismas o diferentes fracciones volumétricas en el compuesto, principalmente teniendo en cuenta que el número de capas será lo que determinará el grado de resistencia final de cualquier pieza elaborada a partir de este material.

## BIBLIOGRAFÍA

1. Paredes, J. (2012). Tesis: Estudio de Polímeros Híbridos Estratificados de Matriz Poliéster Reforzada con Fibra de Vidrio y Cabuya como Material Alternativo y su incidencia en las propiedades mecánicas en Guardachoques para Buses. Ecuador: ESPE.
2. García S. (2007). Tesis: Análisis de Laminados de Mteriales Compuestos con Pregarga en su Plano y Sometidos a Impacto.
3. Donoso I. Rodríguez D. (2005). Tesis: Análisis del comportamiento mecánico de materiales compuestos con desarrollo de modelos para validación de resultados
4. Medina, M. (2008). Tesis: Desarrollo de la metodología para el diseño y fabricación de partes estructurales de la carrocería de un auto indy en materiales compuestos en base de fibra de carbono. EcuadorKalpakjian, S.. Manufactura, ingeniería y tecnología. Ecuador: ESPE.
5. Moore, H. (1987). Materiales y procesos de fabricación (1a ed.). Mexico: Limusa.
6. Groover, M. P. (1997). Fundamentos de manufactura (1a ed.). Nueva York: Prentice Hall.
7. Schey, J. A. (2002). Procesos de manufactura (3a ed.). México: Mc Graw Hill.
8. Bawa, H. (2007). Procesos de manufactura (1a ed.). Mexico: Mc Graw Hill.
9. Avner, S. H. (1978). Introducción al metalurgia física. México: Mc Graw Hill.
10. Callister, W. D. (2009). Introducción a la ciencia e ingeniería de los materiales (2a ed.). Mexico: Limusa.
11. Neely, J. E. (2002). Metalúrgia y materiales industriales. México: Limusa.

12. Callister, W. D. (2007). *Materials Science and Engineering* (7a ed.). New York: John Wiley & Sons.
13. Askeland, D. R. (1998). *Ciencia en ingeniería de los materiales* (3a ed.). Mexico: International Thomson.
14. Budynas, & Nisbett. (2008). *Shigley's Mechanical Engineering Design* (8a ed.). Mc Graw-Hill.
15. Budynas, & Nisbett. (2008). *Diseño en ingeniería mecánica de Shiley* (8a ed.). Mc Graw Hill.
16. Smith, W. F. (1999). *Fundamentos de la ciencia e ingeniería de materiales* (3a ed.). Madrid: Mc Graw Hill.
17. Gaxiola, J. M. (2008). *Curso de capacitación en soldadura*. México: Limusa.
18. Spingel, M. R. *Probabilidad y estadística* (2a ed.). Mc Graw Hill.
19. NAVARRO C, Barbero E.. 2008. *Elasticidad y Resistencia de Materiales II*, Universidad Carlos III de madrid.(3a ed.)

# ANEXOS

## Anexo 1: Ficha Técnica resina epóxica

### RECUBRIMIENTOS COLREPOX GEM – R

#### Indicaciones generales

**Precauciones de Manejo:** Las resinas epóxicas y sus endurecedores son químicos y por lo tanto deben seguirse las precauciones de manejo de tales productos.

**Almacenamiento:** Tanto la resina como el Endurecedor deben ser almacenado en lugares secos a temperatura entre 18 ° C y 25 °C en sus envases originales y bien sellados.

Envases parcialmente llenos deben ser usados lo antes posible ya que la humedad puede alterar los productos.

La vida de almacenamiento en sus envases originales es de un año.

**Precauciones de Manejo:** Las resinas epóxicas y sus endurecedores son químicos y por lo tanto deben seguirse las precauciones de manejo de tales productos.

#### **Precauciones de Seguridad:**

Es corrosivo. Puede causar irritaciones severas en la piel y en los ojos.

No haga contacto con los ojos, piel y la ropa.

No inhale vapores

Mantenga el recipiente bien cerrado cuando no lo esté usando o durante el transporte.

Después de manejar el producto lávese muy bien.

#### PRIMEROS AUXILIOS.

##### **Si presenta contacto con:**

**Ojos:** Lávese inmediatamente con agua por un tiempo no menor a 15 minutos. Acuda inmediatamente al médico.

**Piel:** Lávese inmediatamente y en forma abundante con agua y jabón.

**Inhalación:** Salga inmediatamente a un sitio donde haya aire fresco. Suministre oxígeno si hay dificultad para respirar.

**Ingestión:** Si la persona está consciente, suministre abundante agua. Acuda inmediatamente al médico.

Estos productos son fabricados con materias primas de reconocidos fabricantes y respaldadas con las respectivas NORMAS ISO las cuales están a disposición de los usuarios.

**Hoja 2 / COLREPOX GEM R**

# RECUBRIMIENTOS COLREPOX GEM – R

## Generalidades

**Aplicaciones :** Este sistema epóxico es ampliamente usado para recubrir objetos artísticos de cerámica, madera y metal.

**Proceso:** Se aplica por medio de un vaciado encima del objeto, lográndose una película **RÍGIDA** de varios milímetros de espesor. También se puede aplicar manualmente o con brocha cuando se deseen películas más delgadas.

## PROPIEDADES TÍPICAS

	COMPONENTE A	COMPONENTE B
<b>Apariencia</b>	Líquido Transparente	Líquido Transparente
<b>Viscosidad</b>	2.000-3.000 mPas a 25 °C.	800-1.500mPaS a 25 °C.
<b>Color Gardner</b>	Max. 2	1

## Características de la mezcla

<b>Tiempo de uso:</b>	25 – 30 minutos a 25° C para 100 gr de mezcla
<b>Gelificado:</b>	25 – 30 minutos a 25 ° C con 100 gramos de mezcla
<b>Proporción de la mezcla:</b>	por volumen { 100 cc del Componente A < 100 cc del Componente B por partes 100 pwb del Componente A 88 pwb del Componente B
<b>Dureza:</b>	82 Shore D a las 72 horas

## Propiedades

Excelente adherencia sobre madera, metales, porcelana y papel hasta 50 ° C  
Cubrimiento brillante y transparente.  
Permite mezclas en volúmenes iguales sin necesidad de pesado de los componentes.  
El curado es a temperatura ambiente y de rápido gelificado a temperaturas moderadas.

## Anexo 2: Fichas Técnicas fibras sintéticas

Tipo de producto: Tela de la fibra del carbón	Tipo de la fuente: fabricar en orden	Material: Aramida/fibra del carbón
Estilo: Tejido Plano	Característica: Abrasión-Resistente, Calor-Aislamiento	Uso: Industria
Peso: 200 gsm	Espesor: 0.254mm	Lugar del origen: China (Continental)
Marca: suretex	Número de Modelo: cah200	el tipo de hilados: De carbono 3k remolque/1500d kevlar
la densidad: $1600 \frac{kg}{m^3}$	longitud de rodillo: 100m	hilado de la marca: Hilo chino/tairyfill/toho/toray/hexcel

### Paquete

Paquete: caja de cartón

### Especificaciones

Tela de carbono kevlar de alta resistencia a la tracción, resistencia a la abrasión, resistencia a la corrosión, buena conductividad, de alta temperatura y alta resolución

### Tela de carbono kevlar introducción:

Por tejido de fibra de aramida y fibra de carbono que puede proporcionar un alto rendimiento tanto de carbono y aramida. De fibra de carbono disponibles: 3k, 6k  
De fibra de aramida disponibles: 600d, 840d, 1000d, 1500d, 3000d  
la especificación se puede hacer por la demanda del cliente



## Parámetro de la técnica:

unidad de peso ( gramo/metro cuadrado)	patrón de la armadura	el tipo de hilados		Cuenta del hilado( extremos/cm)		de espesor ( mm)	de ancho ( mm)
		la urdimbre	la trama	la urdimbre	la trama		
160	llanura	3k	1000	5.5	5	0.27	1000
185	llanura	3k	1000	6	6	0.30	1000
200	llanura	3k	1000	6	7	0.34	1000
200	llanura	3k	1500	5.5	5.5	0.30	1000
200	llanura	1500	3k	5.5	5.5	0.30	1000
160	sarga	3k	1000	5.5	5	0.27	1000
185	sarga	3k	1000	6	6	0.30	1000
200	sarga	3k	1000	6	7	0.34	1000
200	sarga	3k	1500	5.5	5.5	0.30	1000
200	sarga	1500	3k	5.5	5.5	0.30	1000

Tipo de producto: Tela de la fibra del carbón	Tipo de la fuente: fabricar en orden	Material: fibra del carbón
Estilo: Tejido twill	Característica: Abrasión-Resistente, Calor-Aislamiento	Uso: Industria
Peso: 493-gsm	Espesor: 0.254mm	Lugar del origen: China (Continental)
Marca: suretex	Número de Modelo: cah120	el tipo de hilados: De carbono 3k remolque/1500d kevlar
la densidad: $1750 \frac{1''}{1''}$	longitud de rodillo: 100m	hilado de la marca: Hilo chino/tairyfil/toho/toray/hexcel

## Paquete

Paquete: caja de cartón

## Especificaciones

Tela de carbono de alta resistencia, resistencia a la corrosión, buena conductividad, de alta temperatura y alta resolución.

## Tela de carbono introducción:

Por tejido de fibra de fibra de carbono que puede proporcionar un alto rendimiento de carbono. De fibra de carbono disponibles: 3k, 6k la especificación se puede hacer por la demanda del cliente

## Parámetro de la técnica:

unidad de peso ( gramo/metro cuadrado)	patrón de la armadura	el tipo de hilados		Cuenta del hilado( extremos/cm)		de espesor ( mm)	de ancho ( mm)
		la urdimbre	la trama	la urdimbre	la trama		
149	llanura	3k	1000	5.5	5	0.27	1000
165	llanura	3k	1000	6	6	0.30	1000
193	llanura	3k	1000	6	7	0.34	1000
193	llanura	3k	1500	5.5	5.5	0.30	1000
193	llanura	1500	3k	5.5	5.5	0.30	1000
149	sarga	3k	1000	5.5	5	0.27	1000
155	sarga	3k	1000	6	6	0.30	1000
193	sarga	3k	1000	6	7	0.34	1000
193	sarga	3k	1500	5.5	5.5		1000
193	sarga	1500	3k	5.5	5.5		

# Guía de elaboración de compuestos de fibra sintética en matriz epoxi.

## DESCRIPCIÓN DEL PRODUCTO

MAX 1618 A / B es un sistema de resina ultra claro más nuevo diseñado por nuestro laboratorio de I + D que se refiere específicamente a los aspectos de rendimiento de una claridad cristalina absoluta y la resistencia al amarilleo de la exposición al sol al tiempo que demuestra un alto rendimiento mecánico adecuado para la fabricación de materiales compuestos estructurales.

## LA COBERTURA DEPENDERÁN 3 FACTORES BÁSICOS

1. El espesor de la medición de recubrimiento de un sustrato impermeable

El tipo de sustrato o material

¿Va a absorber el recubrimiento líquido o no?

El perfil de la superficie o rugosidad

La tensión superficial del sustrato

2.El método de aplicación que dictará la USO O PÉRDIDA DEL FACTOR

Rociar el recubrimiento tiene el factor de pérdida más alto

Revestimiento con rodillo es menor

Aplicada con cepillo es aún menor

Revestimiento de flujo, produciendo el factor de pérdida de más bajo contenido

3.Solidos; el MAX 1618 A / B es 100% de sólidos que significa que no contiene disolventes volátiles o nada se evapora del revestimiento aplicado

### **GUÍA DE CÁLCULO DE COBERTURA**

### **UTILIZAR ESTOS FACTORES TEÓRICOS PARA DETERMINAR LA COBERTURA DE CUALQUIER RESINA EPOXI SIN LLENAR**

PARA DETERMINAR LA COBERTURA EN UNA SUPERFICIE LISA PLANA, calcular la longitud x ancho x espesor en PULGADAS

Para obtener el volumen centímetro cúbico de la resina MIXTA NECESARIO.

#### **Use la ecuación SIGUIENTE:**

1 galón de RESINA CUBRE 1604 PIES CUADRADOS

POR 1 MIL O 0,001 pulgadas de espesor de revestimiento CURADO

(Grosor Largo x Ancho x CAPA) / 231 pulgadas cúbicas por galón = pulgadas cúbicas de NECESIDAD DE REVESTIMIENTO DE RESINA

#### **POR EJEMPLO**

50 pulgadas x 36 pulgadas x 0.010 (10 milésimas de pulgada) = 18 pulgadas CÚBICOS

18/231 = 0.0779 GALONES DE RESINA MIXTA

USO DE LOS FACTORES SIGUIENTES PARA DETERMINAR EL GALÓN  
necesitábamos convertirlo en el volumen o el peso adecuado:

**POR EJEMPLO:**

231 X 0,0779 = 17,99 PULGADAS CÚBICOS

o

4195 gramos x 0.0779 = 326.79 GRAMOS

<b>FLUID GALLON VOLUME CONVERSION</b>	
1 GALLON =	<b>231 CUBIC INCHES</b>
1 GALLON =	<b>128 OUNCES</b>
1 GALLON=	<b>3.7854 LITERS</b>
1 GALLON=	<b>4 QUARTS</b>
1 GALLON=	<b>16 CUPS</b>
<b>FLUID GALLON MASS CONVERSIONS</b>	
1 GALLON OF MIXED UNFILLED EPOXY RESIN =	<b>9.23 POUNDS</b>
1 GALLON OF MIXED UNFILLED EPOXY RESIN =	<b>4195 GRAMS</b>

**AVISO IMPORTANTE**

El usuario debe probar exhaustivamente cualquier uso propuesto de este producto y de forma independiente la conclusión de un desempeño satisfactorio en la aplicación. Del mismo modo , si la forma en que se utiliza este producto requiere la aprobación o autorización del gobierno , el usuario debe obtener dicha aprobación. La información contenida en este documento se basa en datos que se consideran precisas en el momento de su publicación. Datos y parámetros citados han sido obtenidos a través de publicar información , PolymerProducts y laboratorios Polymer Composites Inc. utilizando materiales bajo condiciones controladas. Los datos de este tipo no deben ser utilizados

para la especificación para la fabricación y el diseño. Es responsabilidad del usuario determinar la aptitud para el uso Composites .

No hay ninguna garantía de comerciabilidad o de adecuación de uso, ni ninguna otra garantía, expresamente implícita . La garantía para el usuario y la responsabilidad del fabricante se limita a la devolución del precio de compra o el reemplazo del producto dentro del período de garantía acordado. Polymer Composites Inc., Polímeros y su representante directo no será responsable de los daños incidentales o emergentes de cualquier tipo. La determinación de la idoneidad de cualquier tipo de información o producto para el uso contemplado por el usuario, a la manera de que el uso y si hay cualquier violación de patentes es la única responsabilidad del usuario.

PLEASE CALL US TOLL FREE  
877-403-8008  
Monday to Friday  
9:00 am to 4:30 pm  
**[polymercomposites@msn.com](mailto:polymercomposites@msn.com)**

Web site and all contents © Copyright Polymer Composites Inc., All rights reserved.

# Anexo 4: Norma ASTM D3039



Desig D 3039 – D 3039M – 00

## Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials<sup>1</sup>

This standard is issued under the fixed designation D 3039/D 3039M; the number immediately following the designation indicates the year of original adoption or, in the case of revision, the year of last revision. A number in parentheses indicates the year of last approval. A superscripted parenthetical(s) indicates an editorial change since the last revision or approval.

This standard has been approved for use by agencies of the Department of Defense.

<sup>1</sup> NOTE—Eq 5 was revised editorially in December 2002.

### 1. Scope

1.1 This test method determines the in-plane tensile properties of polymer matrix composite materials reinforced by high-modulus fibers. The composite material forms are limited to continuous fiber or discontinuous fiber-reinforced composites in which the laminate is balanced and symmetric with respect to the test direction.

1.2 The values stated in either SI units or inch-pound units are to be regarded separately as standard. Within the text, the inch-pound units are shown in brackets. The values stated in each system are not exact equivalents; therefore, each system must be used independently of the other. Combining values from the two systems may result in nonconformance with the standard.

1.3 This standard does not purport to address all of the safety concerns, if any, associated with its use. It is the responsibility of the user of this standard to establish appropriate safety and health practices and determine the applicability of regulatory limitations prior to use.

### 2. Referenced Documents

#### 2.1 ASTM Standards:

- D 792 Test Methods for Density and Specific Gravity (Relative Density) of Plastics by Displacement<sup>2</sup>
- D 883 Terminology Relating to Plastics<sup>2</sup>
- D 2584 Test Method for Ignition Loss of Cured Reinforced Resins<sup>1</sup>
- D 2734 Test Method for Void Content of Reinforced Plastics<sup>3</sup>
- D 3171 Test Methods for Constituent Content of Composites Materials<sup>4</sup>
- D 3878 Terminology for Composite Materials<sup>4</sup>
- D 5229/D 5229M Test Method for Moisture Absorption

<sup>1</sup> This test method is under the jurisdiction of ASTM Committee D30 on Composite Materials and is the direct responsibility of Subcommittee D30.04 on Laminas and Laminates Test Methods.

Current edition approved April 10, 2000. Published July 2000. Originally published as D 3039 – 71I. Last previous edition D 3039 – 95a.

<sup>2</sup> Annual Book of ASTM Standards, Vol 08.01.

<sup>3</sup> Annual Book of ASTM Standards, Vol 08.02.

<sup>4</sup> Annual Book of ASTM Standards, Vol 15.05.

Properties and Equilibrium Conditioning of Polymer Matrix Composite Materials<sup>4</sup>

E 4 Practices for Force Verification of Testing Machines<sup>5</sup>

E 6 Terminology Relating to Methods of Mechanical Testing<sup>5</sup>

E 83 Practice for Verification and Classification of Extensometers<sup>5</sup>

E 111 Test Method for Young's Modulus, Tangent Modulus, and Chord Modulus<sup>5</sup>

E 122 Practice for Choice of Sample Size to Estimate a Measure of Quality for a Lot or Process<sup>6</sup>

E 132 Test Method for Poisson's Ratio at Room Temperature<sup>5</sup>

E 177 Practice for Use of the Terms Precision and Bias in ASTM Test Methods<sup>6</sup>

E 251 Test Methods for Performance Characteristics of Metallic Bonded Resistance Strain Gages<sup>5</sup>

E 456 Terminology Relating to Quality and Statistics<sup>6</sup>

E 691 Practice for Conducting an Interlaboratory Study to Determine the Precision of a Test Method<sup>6</sup>

E 1012 Practice for Verification of Specimen Alignment Under Tensile Loading<sup>5</sup>

E 1237 Guide for Installing Bonded Resistance Strain Gages<sup>5</sup>

### 3. Terminology

3.1 *Definitions*—Terminology D 3878 defines terms relating to high-modulus fibers and their composites. Terminology D 883 defines terms relating to plastics. Terminology E 6 defines terms relating to mechanical testing. Terminology E 456 and Practice E 177 define terms relating to statistics. In the event of a conflict between terms, Terminology D 3878 shall have precedence over the other standards.

#### 3.2 *Definitions of Terms Specific to This Standard:*

NOTE—If the term represents a physical quantity, its analytical dimensions are stated immediately following the term (or letter symbol) in fundamental dimension form, using the following ASTM standard symbology for fundamental

<sup>5</sup> Annual Book of ASTM Standards, Vol 03.01.

<sup>6</sup> Annual Book of ASTM Standards, Vol 14.02.



used to measure the thickness of the specimen. A micrometer with a flat anvil interface shall be used to measure the width of the specimen. The accuracy of the instruments shall be suitable for reading to within 1 % of the sample width and thickness. For typical specimen geometries, an instrument with an accuracy of  $\leq 2.5 \mu\text{m}$  [ $\leq 0.0001 \text{ in.}$ ] is adequate for thickness measurement, while an instrument with an accuracy of  $\leq 25 \mu\text{m}$  [ $\leq 0.001 \text{ in.}$ ] is adequate for width measurement.

7.2 *Testing Machine*—The testing machine shall be in conformance with Practices E 4 and shall satisfy the following requirements:

7.2.1 *Testing Machine Head*—The testing machine shall have both an essentially stationary head and a movable head.

7.2.2 *Drive Mechanism*—The testing machine drive mechanism shall be capable of imparting to the movable head a controlled velocity with respect to the stationary head. The velocity of the movable head shall be capable of being regulated as specified in 11.3.

7.2.3 *Load Indicator*—The testing machine load-sensing device shall be capable of indicating the total load being carried by the test specimen. This device shall be essentially free from inertia lag at the specified rate of testing and shall indicate the load with an accuracy over the load range(s) of interest of within  $\leq 1 \%$  of the indicated value. The load range(s) of interest may be fairly low for modulus evaluation, much higher for strength evaluation, or both, as required.

Note 1—Obtaining precision load data over a large range of interest in the same test, such as when both elastic modulus and ultimate load are being determined, place extreme requirements on the load cell and its calibration. For some equipment, a special calibration may be required. For some combinations of material and load cell, simultaneous precision measurement of both elastic modulus and ultimate strength may not be possible and measurement of modulus and strength may have to be performed in separate tests using a different load cell range for each test.

7.2.4 *Grips*—Each head of the testing machine shall carry one grip for holding the test specimen so that the direction of load applied to the specimen is coincident with the longitudinal axis of the specimen. The grips shall apply sufficient lateral pressure to prevent slippage between the grip face and the coupon. If tabs are used the grips should be long enough that they overhang the beveled portion of the tab by approximately 10 to 15 mm [0.5 in.]. It is highly desirable to use grips that are rotationally self-aligning to minimize bending stresses in the coupon.

Note 2—Grip surfaces that are lightly serrated, approximately 1 serration/mm [25 serrations/in.], have been found satisfactory for use in wedge-action grips when kept clean and sharp; coarse serrations may produce grip-induced failures in untabbed coupons. Smooth gripping surfaces have been used successfully with either hydraulic grips or an emery cloth interface, or both.

7.2.5 *System Alignment*—Poor system alignment can be a major contributor to premature failure, to elastic property data scatter, or both. Practice E 1012 describes bending evaluation guidelines and describes potential sources of misalignment during tensile testing. In addition to Practice E 1012, the degree of bending in a tensile system can also be evaluated using the following related procedure. Specimen bending is considered separately in 11.6.1.

7.2.5.1 A rectangular alignment coupon, preferably similar in size and stiffness to the test specimen of interest, is instrumented with a minimum of three longitudinal strain gages of similar type, two on the front face across the width and one on the back face of the specimen, as shown in Fig. 1. Any difference in indicated strain between these gages during loading provides a measure of the amount of bending in the thickness plane ( $B_y$ ) and width plane ( $B_x$ ) of the coupon. The strain gage location should normally be located in the middle of the coupon gage section (if modulus determination is a concern), near a grip (if premature grip failures are a problem), or any combination of these areas.

7.2.5.2 When evaluating system alignment, it is advisable to perform the alignment check with the same coupon inserted in each of the four possible installation permutations (described relative to the initial position): initial (top-front facing observer), rotated back to front only (top back facing observer), rotated end for end only (bottom front facing observer), and rotated both front to back and end to end (bottom back facing observer). These four data sets provide an indication of whether the bending is due to the system itself or to tolerance in the alignment check coupon or gaging.

7.2.5.3 The zero strain point may be taken either before gripping or after gripping. The strain response of the alignment coupon is subsequently monitored during the gripping process, the tensile loading process, or both. Eq 1-3 use these indicated strains to calculate the ratio of the percentage of bending strain to average extensional strain for each bending plane of the alignment coupon and the total percent bending,  $B_{\text{total}}$ . Plotting percent bending versus axial average strain is useful in understanding trends in the bending behavior of the system.

7.2.5.4 Problems with failures during gripping would be reason to examine bending strains during the gripping process in the location near the grip. Concern over modulus data scatter would be reason to evaluate bending strains over the modulus evaluation load range for the typical transducer location. Excessive failures near the grips would be reason to evaluate bending strains near the grip at high loading levels. While the

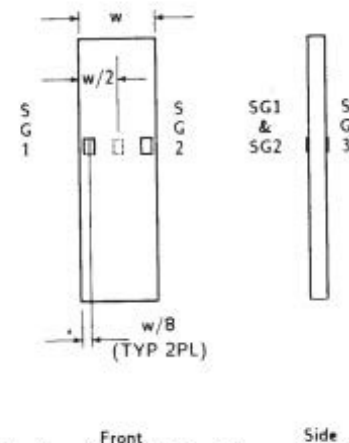


FIG. 1 Gage Locations for System Alignment Check Coupon

maximum advisable amount of system misalignment is material and location dependent, good testing practice is generally able to limit percent bending to a range of 3 to 5 % at moderate strain levels ( $>1000 \mu\epsilon$ ). A system showing excessive bending for the given application should be readjusted or modified.

$$e_{ave} \geq e_3 \quad B_y \leq \frac{e_{ave}}{3} \quad (1)$$

$$B_z \leq \frac{4/3 - e_2 \geq e_1}{e_{ave}} \quad (2)$$

where:

$B_y$  = percent bending about system  $y$  axis (about the narrow plane), as calculated by Eq 1, %;

$B_z$  = percent bending about system  $z$  axis (about the wide plane), as calculated by Eq 2, %;

$e_1, e_2,$  and  $e_3$  = indicated longitudinal strains displayed by Gages 1, 2, and 3, respectively, of Fig. 1,  $\mu\epsilon$ ; and

$e_{ave} = (|e_1 + |e_2|)/2 + |e_3|/2$ .

The total bending component is:

$$B_{total} \leq |B_y| + |B_z| \quad (3)$$

**7.3 Strain-Indicating Device**—Load-strain data, if required, shall be determined by means of either a strain transducer or an extensometer. Attachment of the strain-indicating device to the coupon shall not cause damage to the specimen surface. If Poisson's ratio is to be determined, the specimen shall be instrumented to measure strain in both longitudinal and lateral directions. If the modulus of elasticity is to be determined, the longitudinal strain should be simultaneously measured on opposite faces of the specimen to allow for a correction as a result of any bending of the specimen (see 11.6 for further guidance).

**7.3.1 Bonded Resistance Strain Gage Selection**—Strain gage selection is a compromise based on the type of material. An active gage length of 6 mm [0.25 in.] is recommended for most materials. Active gage lengths should not be less than 3 mm [0.125 in.].<sup>7</sup> Gage calibration certification shall comply with Test Methods E 251. When testing woven fabric laminates, gage selection should consider the use of an active gage length that is at least as great as the characteristic repeating unit of the weave. Some guidelines on the use of strain gages on composites follow. A general reference on the subject is Tuttle and Brinson.<sup>8</sup>

**7.3.1.1 Surface preparation of fiber-reinforced composites** in accordance with Practice E 1237 can penetrate the matrix material and cause damage to the reinforcing fibers resulting in improper coupon failures. Reinforcing fibers should not be exposed or damaged during the surface preparation process.

<sup>7</sup> A typical gage would have a 0.25-in. active gage length, 350-V resistance, a strain rating of 3 % or better, and the appropriate environmental resistance and thermal coefficient.

<sup>8</sup> Tuttle, M. E. and Brinson, H. F., "Resistance-Foil Strain-Gage Technology as Applied to Composite Materials," *Experimental Mechanics*, Vol 24, No. 1, March 1984; pp. 54-65; errata noted in Vol 26, No. 2, June 1986, pp. 153-154.

The strain gage manufacturer should be consulted regarding surface preparation guidelines and recommended bonding agents for composites pending the development of a set of standard practices for strain gage installation surface preparation of fiber-reinforced composite materials.

**7.3.1.2** Consideration should be given to the selection of gages having larger resistances to reduce heating effects on low-conductivity materials. Resistances of 350  $\Omega$  or higher are preferred. Additional consideration should be given to the use of the minimum possible gage excitation voltage consistent with the desired accuracy (1 to 2 V is recommended) to reduce further the power consumed by the gage. Heating of the coupon by the gage may affect the performance of the material directly, or it may affect the indicated strain as a result of a difference between the gage temperature compensation factor and the coefficient of thermal expansion of the coupon material.

**7.3.1.3** Consideration of some form of temperature compensation is recommended, even when testing at standard laboratory atmosphere. Temperature compensation is required when testing in nonambient temperature environments.

**7.3.1.4** Consideration should be given to the transverse sensitivity of the selected strain gage. The strain gage manufacturer should be consulted for recommendations on transverse sensitivity corrections and effects on composites. This is particularly important for a transversely mounted gage used to determine Poisson's ratio, as discussed in Note 11.

**7.3.2 Extensometers**—For most purposes, the extensometer gage length should be in the range of 10 to 50 mm [0.5 to 2.0 in.]. Extensometers shall satisfy, at a minimum, Practice E 83, Class B-1 requirements for the strain range of interest and shall be calibrated over that strain range in accordance with Practice E 83. For extremely stiff materials, or for measurement of transverse strains, the fixed error allowed by Class B-1 extensometers may be significant, in which case Class A extensometers should be considered. The extensometer shall be essentially free of inertia lag at the specified speed of testing, and the weight of the extensometer should not induce bending strains greater than those allowed in 6.3.

**NOTE 3**—It is generally less difficult to perform strain calibration on extensometers of longer gage length as less precision in displacement is required of the extensometer calibration device.

**7.4 Conditioning Chamber**—When conditioning materials at nonlaboratory environments, a temperature/vaporlevel-controlled environmental conditioning chamber is required that shall be capable of maintaining the required temperature to within  $63^\circ\text{C}$  [ $65^\circ\text{F}$ ] and the required relative vapor level to within 63 %. Chamber conditions shall be monitored either on an automated continuous basis or on a manual basis at regular intervals.

**7.5 Environmental Test Chamber**—An environmental test chamber is required for test environments other than ambient testing laboratory conditions. This chamber shall be capable of maintaining the gage section of the test specimen at the required test environment during the mechanical test.



## 8. Sampling and Test Specimens

8.1 *Sampling*—Test at least five specimens per test condition unless valid results can be gained through the use of fewer specimens, such as in the case of a designed experiment. For statistically significant data, the procedures outlined in Practice E 122 should be consulted. Report the method of sampling.

NOTE 4—If specimens are to undergo environmental conditioning to equilibrium, and are of such type or geometry that the weight change of the material cannot be properly measured by weighing the specimen itself (such as a tabbed mechanical coupon), then use another traveler coupon of the same nominal thickness and appropriate size (but without tabs) to determine when equilibrium has been reached for the specimens being conditioned.

8.2 *Geometry*—Design of mechanical test coupons, especially those using end tabs, remains to a large extent an art rather than a science, with no industry consensus on how to approach the engineering of the gripping interface. Each major composite testing laboratory has developed gripping methods for the specific material systems and environments commonly encountered within that laboratory. Comparison of these methods shows them to differ widely, making it extremely difficult to recommend a universally useful approach or set of approaches. Because of this difficulty, definition of the geometry of the test coupon is broken down into the following three levels, which are discussed further in each appropriate section:

Purpose	Degree of Geometry Definition
8.2.1 General Requirements	Mandatory Shape and Tolerances
8.2.2 Specific Recommendations	Nonmandatory Suggested Dimensions
8.2.3 Detailed Examples	Nonmandatory Typical Practices

### 8.2.1 General Requirements:

8.2.1.1 *Shape, Dimensions, and Tolerances*—The complete list of requirements for specimen shape, dimensions, and tolerances is shown in Table 1.

8.2.1.2 *Use of Tabs*—Tabs are not required. The key factor in the selection of specimen tolerances and gripping methods is the successful introduction of load into the specimen and the prevention of premature failure as a result of a significant discontinuity. Therefore, determine the need to use tabs, and specification of the major tab design parameters, by the end

result: acceptable failure mode and location. If acceptable failure modes occur with reasonable frequency, then there is no reason to change a given gripping method (see 11.10).

### 8.2.2 Specific Recommendations:

8.2.2.1 *Width, Thickness, and Length*—Select the specimen width and thickness to promote failure in the gage section and assure that the specimen contains a sufficient number of fibers in the cross section to be statistically representative of the bulk material. The specimen length should normally be substantially longer than the minimum requirement to minimize bending stresses caused by minor grip eccentricities. Keep the gage section as far from the grips as reasonably possible and provide a significant amount of material under stress and therefore produce a more statistically significant result. The minimum requirements for specimen design shown in Table 1 are by themselves insufficient to create a properly dimensioned and toleranced coupon drawing. Therefore, recommendations on other important dimensions are provided for typical material configurations in Table 2. These geometries have been found by a number of testing laboratories to produce acceptable failure modes on a wide variety of material systems, but use of them does not guarantee success for every existing or future material system.

8.2.2.2 *Gripping/Use of Tabs*—There are many material configurations, such as multidirectional laminates, fabric-based materials, or randomly reinforced sheet-molding compounds, which can be successfully tested without tabs. However, tabs are strongly recommended when testing unidirectional materials (or strongly unidirectionally dominated laminates) to failure in the fiber direction. Tabs may also be required when testing unidirectional materials in the matrix direction to prevent gripping damage.

8.2.2.3 *Tab Geometry*—Recommendations on important dimensions are provided for typical material configurations in Table 2. These dimensions have been found by a number of testing laboratories to produce acceptable failure modes on a wide variety of material systems, but use of them does not guarantee success for every existing or future material system. The selection of a tab configuration that can successfully produce a gage section tensile failure is dependent upon the coupon material, coupon ply orientation, and the type of grips being used. When pressure-operated nonwedge grips are used with care, squared-off 90° tabs have been used successfully. Wedge-operated grips have been used most successfully with tabs having low bevel angles (7 to 10°) and a feathered smooth transition into the coupon. For alignment purposes, it is essential that the tabs be of matched thickness.

8.2.2.4 *Friction Tabs*—Tabs need not always be bonded to the material under test to be effective in introducing the load into the specimen. Friction tabs, essentially nonbonded tabs held in place by the pressure of the grip, and often used with emery cloth or some other light abrasive between the tab and the coupon, have been successfully used in some applications. In specific cases, lightly serrated wedge grips (see Note 2) have been successfully used with only emery cloth as the interface between the grip and the coupon. However, the abrasive used

TABLE 1 Tensile Specimen Geometry Requirements

Parameter	Requirement
<b>Coupon Requirements:</b>	
shape	constant rectangular cross-section
minimum length	gripping + 2 times width + gage length
specimen width	as needed <sup>A</sup>
specimen width tolerance	±1 % of width
specimen thickness	as needed
specimen thickness tolerance	±4 % of thickness
specimen flatness	flat with light finger pressure
<b>Tab Requirements (if used):</b>	
tab material	as needed fiber
orientation (composite tabs)	as needed tab
thickness	as needed
tab thickness variation between tabs	±1 % tab thickness
tab bevel angle	5 to 90°, inclusive
tab step at bevel to specimen	feathered without damaging specimen

<sup>A</sup> See 8.2.2 or Table 2 for recommendations.

**TABLE 2 Tensile Specimen Geometry Recommendations<sup>a</sup>**

Fiber Orientation	Width, mm [in.]	Overall Length, mm [in.]	Thickness, mm [in.]	Tab Length, mm [in.]	Tab Thickness, mm [in.]	Tab Bevel Angle, °
0° unidirectional	15 [0.5]	250 [10.0]	1.0 [0.040]	56 [2.25]	1.5 [0.062]	7 or 90
90° unidirectional	25 [1.0]	175 [7.0]	2.0 [0.080]	25 [1.0]	1.5 [0.062]	90
balanced and symmetric	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—
random-discontinuous	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—

<sup>a</sup> Dimensions in this table and the tolerances of Fig. 2 or Fig. 3 are recommendations only and may be varied so long as the requirements of Table 1 are met.

must be able to withstand significant compressive loads. Some types of emery cloth have been found ineffective in this application because of disintegration of the abrasive.<sup>9</sup>

**8.2.2.5 Tab Material**—The most consistently used bonded tab material has been continuous E-glass fiber-reinforced polymer matrix materials (woven or unwoven) in a [0/90]ns laminate configuration. The tab material is commonly applied at 45° to the loading direction to provide a soft interface. Other configurations that have reportedly been successfully used have incorporated steel tabs or tabs made of the same material as is being tested.

**8.2.2.6 Bonded Tab Length**—When using bonded tabs, estimate the minimum suggested tab length for bonded tabs by the following simple equation. As this equation does not account for the peaking stresses that are known to exist at the ends of bonded joints. The tab length calculated by this equation should normally be increased by some factor to reduce the chances of joint failure:

$$L_{\min} \geq F^{\text{tu}}h/2F^{\text{su}} \quad (4)$$

where:

- $L_{\min}$  = minimum required bonded tab length, mm [in.];
- $F^{\text{tu}}$  = ultimate tensile strength of coupon material, MPa [psi];
- $h$  = coupon thickness, mm [in.]; and
- $F^{\text{su}}$  = ultimate shear strength of adhesive, coupon material, or tab material (whichever is lowest), MPa [psi].

**8.2.2.7 Bonded Tab Adhesive**—Any high-elongation (tough) adhesive system that meets the environmental requirements may be used when bonding tabs to the material under test. A uniform bondline of minimum thickness is desirable to reduce undesirable stresses in the assembly.

**8.2.3 Detailed Examples**—The minimum requirements for specimen design discussed in 8.2.1 are by themselves insufficient to create a properly dimensioned and toleranced coupon drawing. Dimensionally toleranced specimen drawings for both tabbed and untabbed forms are shown as examples in Fig. 2 (SI) and Fig. 3 (inch-pound). The tolerances on these drawings are fixed, but satisfy the requirements of Table 1 for all of the recommended configurations of Table 2. For a specific configuration, the tolerances on Fig. 2 and Fig. 3 might be able to be relaxed.

**8.3 Specimen Preparation:**

**8.3.1 Panel Fabrication**—Control of fiber alignment is critical. Improper fiber alignment will reduce the measured

properties. Erratic fiber alignment will also increase the coefficient of variation. The specimen preparation method shall be reported.

**8.3.2 Machining Methods**—Specimen preparation is extremely important for this specimen. Mold the specimens individually to avoid edge and cutting effects or cut from them plates. If they are cut from plates, take precautions to avoid notches, undercuts, rough or uneven surfaces, or delaminations caused by inappropriate machining methods. Obtain final dimensions by water-lubricated precision sawing, milling, or grinding. The use of diamond tooling has been found to be extremely effective for many material systems. Edges should be flat and parallel within the specified tolerances.

**8.3.3 Labeling**—Label the coupons so that they will be distinct from each other and traceable back to the raw material and in a manner that will both be unaffected by the test and not influence the test.

**9. Calibration**

9.1 The accuracy of all measuring equipment shall have certified calibrations that are current at the time of use of the equipment.

**10. Conditioning**

**10.1 Standard Conditioning Procedure**—Unless a different environment is specified as part of the experiment, condition the test specimens in accordance with Procedure C of Test Method D 5229/D 5229M and store and test at standard laboratory atmosphere (23 ± 3°C [73 ± 5°F] and 50 ± 10 % relative humidity).

**11. Procedure**

**11.1 Parameters To Be Specified Before Test:**

- 11.1.1 The tension specimen sampling method, coupon type and geometry, and conditioning travelers (if required).
- 11.1.2 The tensile properties and data reporting format desired.

**NOTE 5**—Determine specific material property, accuracy, and data reporting requirements before test for proper selection of instrumentation and data-recording equipment. Estimate operating stress and strain levels to aid in transducer selection, calibration of equipment, and determination of equipment settings.

11.1.3 The environmental conditioning test parameters.

11.1.4 If performed, the sampling method, coupon geometry, and test parameters used to determine density and reinforcement volume.

**11.2 General Instructions:**

11.2.1 Report any deviations from this test method, whether intentional or inadvertent.

<sup>9</sup> E-Z Flex Metalite K224 cloth, Grit 120-J, available from Norton Company, Troy, NY 12181, has been found satisfactory in this application. Other equivalent types of emery cloth should also be suitable.

- DRAWING NOTES:
1. INTERPRET DRAWING IN ACCORDANCE WITH ANSI Y14 M-1987, SUBJECT TO THE FOLLOWING:
  2. ALL DIMENSIONS IN MILLIMETRES WITH DECIMAL TOLERANCES AS FOLLOWS:  
NO DECIMAL | .X | .XX  
±.5 | ±.1 | ±.3
  3. ALL ANGLES HAVE TOLERANCE OF ±.5°.
  4. PLY ORIENTATION DIRECTION TOLERANCE RELATIVE TO [A] WITHIN ±.5°.
  5. FINISH ON MACHINED EDGES NOT TO EXCEED 1.6 $\mu$ m (SYMBOLOLOGY IN ACCORDANCE WITH ASA B46.1, WITH ROUGHNESS HEIGHT IN MICROMETRES.)
  6. VALUES TO BE PROVIDED FOR THE FOLLOWING, SUBJECT TO ANY RANGES SHOWN ON THE FIELD OF DRAWING: MATERIAL LAY UP, PLY ORIENTATION REFERENCE RELATIVE TO [A], OVERALL LENGTH, GAGE LENGTH, COUPON THICKNESS, TAB MATERIAL, TAB THICKNESS, TAB LENGTH, TAB BEVEL ANGLE, TAB ADHESIVE.
  7. NO ADHESIVE BUILDUP ALLOWED IN THIS AREA.

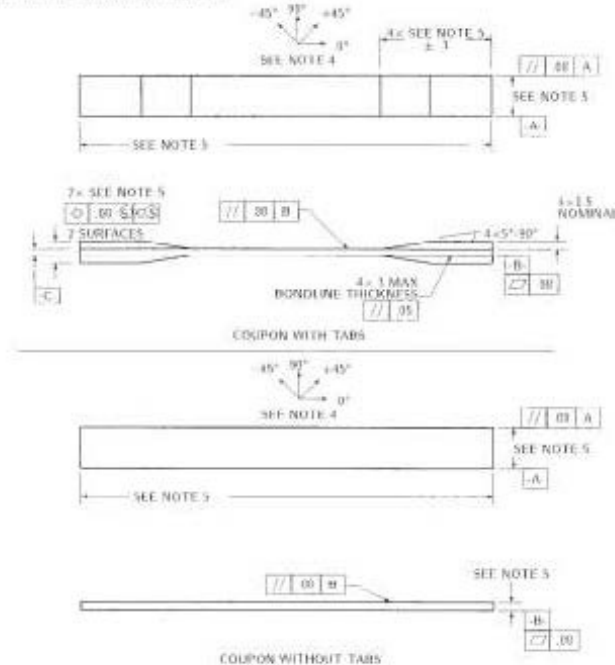


FIG. 2 Tension Test Specimen Drawing (SI)

11.2.2 If specific gravity, density, reinforcement volume, or void volume are to be reported, then obtain these samples from the same panels being tension tested. Specific gravity and density may be evaluated by means of Test Methods D 792. Volume percent of the constituents may be evaluated by one of the matrix digestion procedures of Test Method D 3171, or, for certain reinforcement materials such as glass and ceramics, by the matrix burn-off technique of Test Method D 2584. The void content equations of Test Methods D 2734 are applicable to both Test Method D 2584 and the matrix digestion procedures.

11.2.3 Following final specimen machining and any conditioning, but before the tension testing, determine the specimen area as  $A = w \times h$ , at three places in the gage section, and report the area as the average of these three determinations to the accuracy in 7.1. Record the average area in units of  $\text{mm}^2$  ( $\text{in}^2$ ).

11.3 *Speed of Testing*—Set the speed of testing to effect a nearly constant strain rate in the gage section. If strain control is not available on the testing machine, this may be approximated by repeated monitoring and adjusting of the rate of load application to maintain a nearly constant strain rate, as mea-

sured by strain transducer response versus time. The strain rate should be selected so as to produce failure within 1 to 10 min. If the ultimate strain of the material cannot be reasonably estimated, initial trials should be conducted using standard speeds until the ultimate strain of the material and the compliance of the system are known, and the strain rate can be adjusted. The suggested standard speeds are:

11.3.1 *Strain-Controlled Tests*—A standard strain rate of  $0.01 \text{ min}^{-1}$ .

11.3.2 *Constant Head-Speed Tests*—A standard head displacement rate of  $2 \text{ mm/min}$  [ $0.05 \text{ in./min}$ ].

Note 6—Use of a fixed head speed in testing machine systems with a high compliance may result in a strain rate that is much lower than required. Use of wedge grips can cause extreme compliance in the system, especially when using compliant tab materials. In some such cases, actual strain rates 10 to 50 times lower than estimated by head speeds have been observed.

11.4 *Test Environment*—Condition the specimen to the desired moisture profile and, if possible, test under the same conditioning fluid exposure level. However, cases such as

**DRAWING NOTES:**

1. INTERPRET DRAWING IN ACCORDANCE WITH ANSI Y14.5M-1982, SUBJECT TO THE FOLLOWING:
2. ALL DIMENSIONS IN INCHES WITH DECIMAL TOLERANCES AS FOLLOWS:  

.X	.XX	.XXX
±.1	±.03	±.01
3. ALL ANGLES HAVE TOLERANCE OF ± 5°.
4. PLY ORIENTATION DIRECTION TOLERANCE RELATIVE TO [A] WITHIN ± 5°.
5. FINISH ON MACHINED EDGES NOT TO EXCEED 64√ (SYMBOLLOGY IN ACCORDANCE WITH ASA B46.1, WITH ROUGHNESS HEIGHT IN MICROINCHES.)
6. VALUES TO BE PROVIDED FOR THE FOLLOWING, SUBJECT TO ANY RANGES SHOWN ON THE FIELD OF DRAWING: MATERIAL, LAY-UP, PLY ORIENTATION REFERENCE RELATIVE TO [A], OVERALL LENGTH, GAGE LENGTH, COUPON THICKNESS, TAB MATERIAL, TAB THICKNESS, TAB LENGTH, TAB BEVEL ANGLE, TAB ADHESIVE.
7. NO ADHESIVE BUILDUP ALLOWED IN THIS AREA.

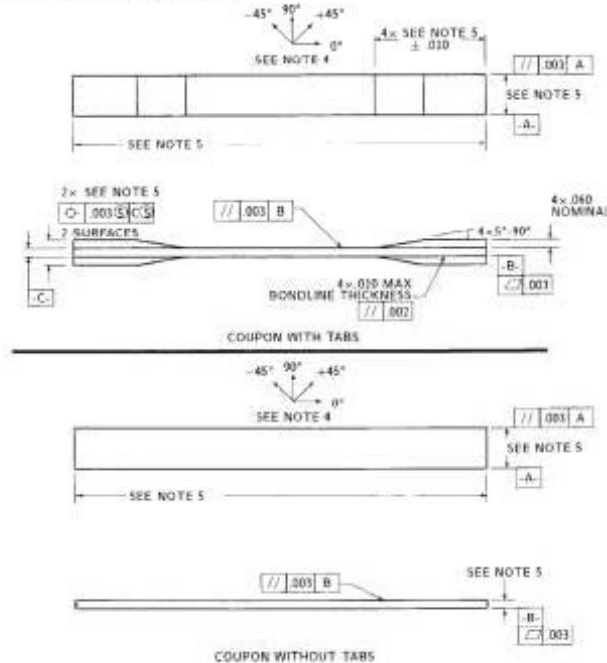


FIG. 3 Tension Test Specimen Drawing (Inch-pound)

elevated temperature testing of a moist specimen place unrealistic requirements on the capabilities of common testing machine environmental chambers. In such cases, the mechanical test environment may need to be modified, for example, by testing at elevated temperature with no fluid exposure control, but with a specified limit on time to failure from withdrawal from the conditioning chamber. Modifications to the test environment shall be recorded.

11.4.1 Store the specimen in the conditioned environment until test time, if the testing area environment is different than the conditioning environment.

11.5 *Specimen Insertion*—Place the specimen in the grips of the testing machine, taking care to align the long axis of the gripped specimen with the test direction. Tighten the grips, recording the pressure used on pressure controllable (hydraulic or pneumatic) grips.

Note 7—The ends of the grip jaws on wedge-type grips should be even with each other following insertion to avoid inducing a bending moment that results in premature failure of the specimen at the grip. When using

untabbed specimens, a folded strip of medium grade (80 to 150 grit) emery cloth between the specimen faces and the grip jaws (grit-side toward specimen) provides a nonslip grip on the specimen without jaw serration damage to the surface of the specimen. When using tabbed specimens, insert the coupon so that the grip jaws extend approximately 10 to 15 mm [0.5 in.] past the beginning of the tapered portion of the tab. Coupons having tabs that extend beyond the grips are prone to failure at the tab ends because of excessive interlaminar stresses.

11.6 *Transducer Installation*—If strain response is to be determined attach the strain-indication transducer(s) to the specimen, symmetrically about the mid-span, mid-width location. Attach the strain-recording instrumentation to the transducers on the specimen.

11.6.1 When determining modulus of elasticity, it is recommended that at least one specimen per like sample be evaluated with back-to-back axial transducers to evaluate the percent bending, using Eq 5, at the average axial strain checkpoint value (the mid range of the appropriate chord modulus strain range) shown in Table 3. A single transducer can be used if the



**TABLE 3 Specimen Alignment and Chord Modulus Calculation Strain Ranges**

Tensile Chord Modulus Calculation		Longitudinal Strain
Longitudinal Strain Range		Checkpoint for Bending
Start Point	End Point	
$\mu\epsilon^A$		$\mu\epsilon$
1000 <sup>B</sup>	3000	2000

<sup>A</sup> 1000  $\mu\epsilon = 0.001$  absolute strain.

<sup>B</sup> This strain range is to be contained in the lower half of the stress/strain curve. For materials that fail below 6000  $\mu\epsilon$ , a strain range of 25 to 50 % of ultimate is recommended.

percent bending is no more than 3 %. When bending is greater than 3 % averaged strains from back-to-back transducers of like kind are recommended.

$$B_y \leq \frac{|e_f - 2e_b|}{|e_f + e_b|} \quad (5)$$

where:

$e_f$  = indicated strain from front transducer,  $\mu\epsilon$ ;  
 $e_b$  = indicated strain from back transducer,  $\mu\epsilon$ ; and  
 $B_y$  = percent bending in specimen.

11.7 *Loading*—Apply the load to the specimen at the specified rate until failure, while recording data.

11.8 *Data Recording*—Record load versus strain (or transducer displacement) continuously or at frequent regular intervals. If a transition region or initial ply failures are noted, record the load, strain, and mode of damage at such points. If the specimen is to be failed, record the maximum load, the failure load, and the strain (or transducer displacement) at, or as near as possible to, the moment of rupture.

NOTE 8—Other valuable data that can be useful in understanding testing anomalies and gripping or specimen slipping problems includes load versus head displacement data and load versus time data.

11.9 *Failure Mode*—Record the mode and location of failure of the specimen. Choose, if possible, a standard description using the three-part failure mode code that is shown in Fig. 4.

11.10 *Grip/Tab Failures*—Reexamine the means of load introduction into the material if a significant fraction of failures in a sample population occur within one specimen width of the tab or grip. Factors considered should include the tab alignment, tab material, tab angle, tab adhesive, grip type, grip pressure, and grip alignment.

## 12. Calculation

12.1 *Tensile Stress/Tensile Strength*—Calculate the ultimate tensile strength using Eq 6 and report the results to three significant figures. If the tensile modulus is to be calculated, determine the tensile stress at each required data point using Eq 7.

$$F^u \leq P^{\max}/A \quad (6)$$

$$s_i \leq P_i/A \quad (7)$$

where:

$F^u$  = ultimate tensile strength, MPa [psi];  
 $P^{\max}$  = maximum load before failure, N [lbf];  
 $s_i$  = tensile stress at  $i$ th data point, MPa [psi];  
 $P_i$  = load at  $i$ th data point, N [lbf]; and  
 $A$  = average cross-sectional area from 11.2.3, mm<sup>2</sup> [in.<sup>2</sup>].

12.2 *Tensile Strain/Ultimate Tensile Strain*—If tensile modulus or ultimate tensile strain is to be calculated, and material response is being determined by an extensometer, determine the tensile strain from the indicated displacement at each required data point using Eq 8 and report the results to three significant figures.

$$e_i \leq d_i/L_g \quad (8)$$

where:

$e_i$  = tensile strain at  $i$ th data point,  $\mu\epsilon$ ;  
 $d_i$  = extensometer displacement at  $i$ th data point, mm [in.]; and  
 $L_g$  = extensometer gage length, mm [in.].

### 12.3 Tensile Modulus of Elasticity:

NOTE 9—To minimize potential effects of bending it is recommended that the strain data used for modulus of elasticity determination be the average of the indicated strains from each side of the specimen, as discussed in 7.3 and 11.6.

12.3.1 *Tensile Chord Modulus of Elasticity*—Select the appropriate chord modulus strain range from Table 3. Calculate the tensile chord modulus of elasticity from the stress-strain data using Eq 9. If data is not available at the exact strain range end points (as often occurs with digital data), use the closest available data point. Report the tensile chord modulus of elasticity to three significant figures. Also report the strain range used in the calculation. A graphical example of chord modulus is shown in Fig. 5.

12.3.1.1 The tabulated strain ranges should only be used for materials that do not exhibit a transition region (a significant change in the slope of the stress-strain curve) within the given strain range. If a transition region occurs within the recommended strain range, then a more suitable strain range shall be used and reported.

$$E^{\text{chord}} \leq D_s/D_e \quad (9)$$

where:

$E^{\text{chord}}$  = tensile chord modulus of elasticity, GPa [psi];  
 $D_s$  = difference in applied tensile stress between the two strain points of Table 3, MPa [psi]; and  
 $D_e$  = difference between the two strain points of Table 3 (nominally 0.002).

12.3.2 *Tensile Modulus of Elasticity (Other Definitions)*—Other definitions of elastic modulus may be evaluated and reported at the user's discretion. If such data is generated and reported, report also the definition used, the strain range used,





**TABLE 5 Averages of the Coefficients of Variation**

Parameter	Average of $S_r/X$ , %	Average of $S_r/X$ , %
Strength	5.11	6.00
Modulus	2.22	3.22
Failure strain	5.94	7.32

rial and specimen preparation techniques, test conditions, and measurements of the tension test parameters.

14.2 *Bias*—Bias cannot be determined for this test method

14.1.9 The consistency of agreement for repeated tests of the same material is dependent on lay-up configuration, material, and specimen preparation techniques, test conditions, and measurements of the tension test parameters. as no acceptable reference standard exists.

## 15. Keywords

15.1 composite materials; modulus of elasticity; Poisson's ratio; tensile properties; tensile strength

ASTM International takes no position respecting the validity of any patent rights asserted in connection with any item mentioned in this standard. Users of this standard are expressly advised that determination of the validity of any such patent rights, and the risk of infringement of such rights, are entirely their own responsibility.

This standard is subject to revision at any time by the responsible technical committee and must be reviewed every five years and if not revised, either reapproved or withdrawn. Your comments are invited either for revision of this standard or for additional standards and should be addressed to ASTM International Headquarters. Your comments will receive careful consideration at a meeting of the responsible technical committee, which you may attend. If you feel that your comments have not received a fair hearing you should make your views known to the ASTM Committee on Standards, at the address shown below.

This standard is copyrighted by ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959, United States. Individual reprints (single or multiple copies) of this standard may be obtained by contacting ASTM at the above address or at 610-832-9585 (phone), 610-832-9555 (fax), or [service@astm.org](mailto:service@astm.org) (e-mail); or through the ASTM website ([www.astm.org](http://www.astm.org)).

## Anexo 5: Norma ASTM D7264



D 7264D 7264M – 07

### Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials<sup>1</sup>

This standard is issued under the fixed designation D 7264/D 7264M; the number immediately following the designation indicates the year of original adoption or, in the case of revision, the year of last revision. A number in parentheses indicates the year of last reapproval. A superscript epsilon ( $\epsilon$ ) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

#### 1. Scope

1.1 This test method determines the flexural stiffness and strength properties of polymer matrix composites.

1.1.1 *Procedure A*—A three-point loading system utilizing center loading on a simply supported beam.

1.1.2 *Procedure B*—A four-point loading system utilizing two load points equally spaced from their adjacent support points, with a distance between load points of one-half of the support span.

**NOTE 1**—Unlike Test Method D 6272, which allows loading at both one-third and one-half of the support span, in order to standardize geometry and simplify calculations this standard permits loading at only one-half the support span.

1.2 For comparison purposes, tests may be conducted according to either test procedure, provided that the same procedure is used for all tests, since the two procedures generally give slightly different property values.

1.3 The values stated in either SI units or inch-pound units are to be regarded separately as standard. Within the text, the inch-pound units are shown in brackets. The values stated in each system are not exact equivalents; therefore, each system must be used independently of the other. Combining values from the two systems may result in nonconformance with the standard.

1.4 *This standard does not purport to address all of the safety concerns, if any, associated with its use. It is the responsibility of the user of this standard to establish appropriate safety and health practices and determine the applicability of regulatory limitations prior to use.*

#### 2. Referenced Documents

2.1 *ASTM Standards:*<sup>2</sup>

D 790 Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials

D 2344/D 2344M Test Method for Short-Beam Strength of

Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates

D 3878 Terminology for Composite Materials

D 5229/D 5229M Test Method for Moisture Absorption Properties and Equilibrium Conditioning of Polymer Matrix Composite Materials

D 5687/D 5687M Guide for Preparation of Flat Composite Panels with Processing Guidelines for Specimen Preparation  
D 6272 Test Method for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials by Four-Point Bending

D 6856 Guide for Testing Fabric-Reinforced “Textile” Composite Materials

E 4 Practices for Force Verification of Testing Machines

E 6 Terminology Relating to Methods of Mechanical Testing

E 18 Test Methods for Rockwell Hardness and Rockwell Superficial Hardness of Metallic Materials

E 122 Practice for Calculating Sample Size to Estimate, With a Specified Tolerable Error, the Average for a Characteristic of a Lot or Process

E 177 Practice for Use of the Terms Precision and Bias in ASTM Test Methods

E 456 Terminology Relating to Quality and Statistics

E 1309 Guide for Identification of Fiber-Reinforced Polymer-Matrix Composite Materials in Databases

E 1434 Guide for Recording Mechanical Test Data of Fiber-Reinforced Composite Materials in Databases

2.2 *Other Documents:*

ANSI Y14.5-1999 Dimensioning and Tolerancing—Includes Inch and Metric<sup>3</sup>

ANSI B46.1-1995 Surface Texture (Surface Roughness, Waviness and Lay)<sup>3</sup>

#### 3. Terminology

3.1 *Definitions*—Terminology D 3878 defines the terms relating to high-modulus fibers and their composites. Terminology E 6 defines terms relating to mechanical testing. Terminology E 456 and Practice E 177 define terms relating to statistics. In the event of a conflict between terms, Terminology D 3878 shall have precedence over the other documents.

<sup>1</sup> This test method is under the jurisdiction of ASTM Committee D30 on Composite Materials and is the direct responsibility of Subcommittee D30.04 on Lamina and Laminates Test Methods.

Current edition approved April 1, 2007. Published April 2007. Originally approved in 2006. Last previous edition approved in 2006 as D 7264/D 7264M – 06.

<sup>2</sup> For referenced ASTM standards, visit the ASTM website, [www.astm.org](http://www.astm.org), or contact ASTM Customer Service at [service@astm.org](mailto:service@astm.org). For *Annual Book of ASTM Standards* volume information, refer to the standard's Document Summary page on the ASTM website.

<sup>3</sup> Available from American National Standards Institute (ANSI), 25 W. 43rd St., 4th Floor, New York, NY 10036, <http://www.ansi.org>.

3.2 Definitions of Terms Specific to This Standard:

3.2.1 flexural strength,  $n$ —the maximum stress at the outer surface of a flexure test specimen corresponding to the peak applied force prior to flexural failure.

3.2.2 flexural modulus,  $n$ —the ratio of stress range to corresponding strain range for a test specimen loaded in flexure.

3.3 Symbols:

$b$  = specimen width

$CV$  = sample coefficient of variation, in percent

$E_f$  = flexural chord modulus of elasticity

$E_{secant}$  = flexural secant modulus of elasticity

$h$  = specimen thickness

$L$  = support span

$m$  = slope of the secant of the load-deflection curve

$n$  = number of specimens

$P$  = applied force

$s_{n-1}$  = sample standard deviation

$x_i$  = measured or derived property

$\bar{x}$  = sample mean

$d$  = mid-span deflection of the specimen

$e$  = strain at the outer surface at mid-span of the specimen

$s$  = stress at the outer surface at mid-span of the specimen

4. Summary of Test Method

4.1 A bar of rectangular cross section, supported as a beam, is deflected at a constant rate as follows:

4.1.1 Procedure A—The bar rests on two supports and is loaded by means of a loading nose midway between the supports (see Fig. 1).

4.1.2 Procedure B—The bar rests on two supports and is loaded at two points (by means of two loading noses), each an equal distance from the adjacent support point. The distance between the loading noses (that is, the load span) is one-half of the support span (see Fig. 2).

4.2 Force applied to the specimen and resulting specimen deflection at the center of span are measured and recorded until the failure occurs on either one of the outer surfaces, or the deformation reaches some pre-determined value.

4.3 The major difference between four-point and three-point loading configurations is the location of maximum bending moment and maximum flexural stress. With the four-point configuration the bending moment is constant between the central force application members. Consequently, the maximum flexural stress is uniform between the central force application members. In the three-point configuration, the maximum flexural stress is located directly under the center

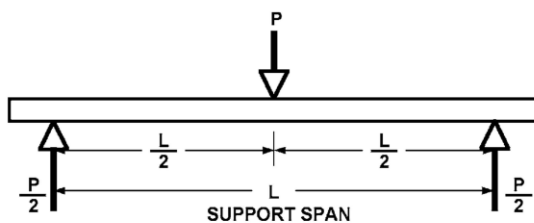


FIG. 1 Procedure A—Loading Diagram

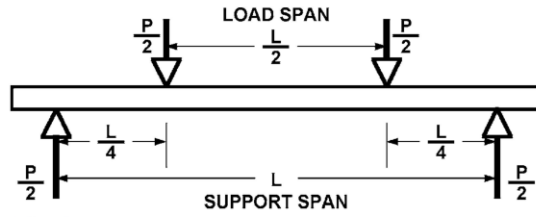


FIG. 2 Procedure B—Loading Diagram

force application member. Another difference between the three-point and four-point configurations is the presence of resultant vertical shear force in the three-point configuration everywhere in the beam except right under the mid-point force application member whereas in the four-point configuration, the area between the central force application members has no resultant vertical shear force. The distance between the outer support members is the same as in the equivalent three-point configuration.

4.4 The test geometry is chosen to limit out-of-plane shear deformations and avoid the type of short beam failure modes that are interrogated in Test Method D 2344/D 2344M.

5. Significance and Use

5.1 This test method determines the flexural properties (including strength, stiffness, and load/deflection behavior) of polymer matrix composite materials under the conditions defined. Procedure A is used for three-point loading and Procedure B is used for four-point loading. This test method was developed for optimum use with continuous-fiber-reinforced polymer matrix composites and differs in several respects from other flexure methods, including the use of a standard span-to-thickness ratio of 32:1 versus the 16:1 ratio used by Test Methods D 790 (a plastics-focused method covering three-point flexure) and D 6272 (a plastics-focused method covering four-point flexure).

5.2 This test method is intended to interrogate long-beam strength in contrast to the short-beam strength evaluated by Test Method D 2344/D 2344M.

5.3 Flexural properties determined by these procedures can be used for quality control and specification purposes, and may find design applications.

5.4 These procedures can be useful in the evaluation of multiple environmental conditions to determine which are design drivers and may require further testing.

5.5 These procedures may also be used to determine flexural properties of structures.

6. Interferences

6.1 Flexural properties may vary depending on which surface of the specimen is in compression, as no laminate is perfectly symmetric (even when full symmetry is intended); such differences will shift the neutral axis and will be further affected by even modest asymmetry in the laminate. Flexural properties may also vary with specimen thickness, conditioning and/or testing environments, and rate of straining. When evaluating several datasets these parameters should be equivalent for all data in the comparison.

6.2 For multidirectional laminates with a small or moderate number of laminae, flexural modulus and flexural strength may be affected by the ply-stacking sequence and will not necessarily correlate with extensional modulus, which is not stacking-sequence dependent.

6.3 The calculation of the flexural properties in Section 13 of this standard is based on beam theory, while the specimens in general may be described as plates. The differences may in some cases be significant, particularly for laminates containing a large number of plies in the  $645^\circ$  direction. The deviations from beam theory decrease with decreasing width.

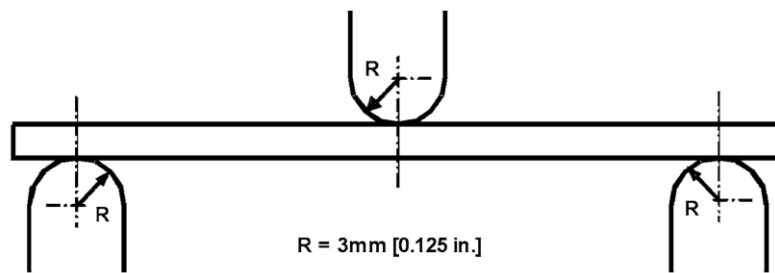
6.4 Loading noses may be fixed, rotatable or rolling. Typically, for testing composites, fixed or rotatable loading noses are used. The type of loading nose can affect results, since non-rolling paired supports on either the tension or compression side of the specimen introduce slight longitudinal forces and resisting moments on the beam, which superpose with the intended loading. The type of supports used is to be reported as described in Section 14. The loading noses should also uniformly contact the specimen across its width. Lack of

uniform contact can affect flexural properties by initiating damage by crushing and by non-uniformly loading the beam. Formulas used in this standard assume a uniform line loading at the specimen supports across the entire specimen width; deviations from this type of loading is beyond the scope of this standard.

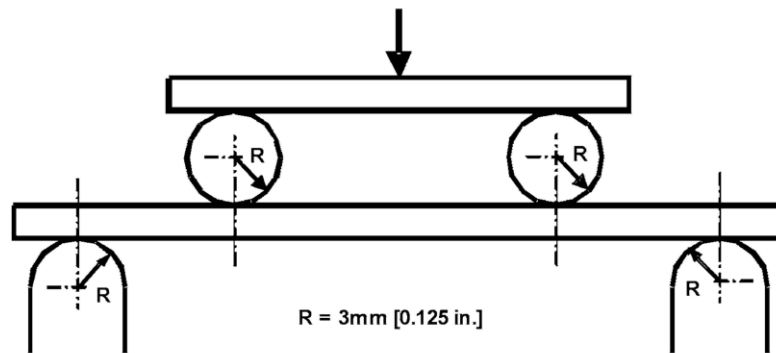
## 7. Apparatus

7.1 *Testing Machine*—Properly calibrated, which can be operated at a constant rate of crosshead motion, and in which the error in the force application system shall not exceed 61 % of the full scale. The force indicating mechanism shall be essentially free of inertia lag at the crosshead rate used. Inertia lag shall not exceed 1 % of the measured force. The accuracy of the testing machine shall be verified in accordance with Practices E 4.

7.2 *Loading Noses and Supports*—The loading noses and supports shall have cylindrical contact surfaces of radius 3.00 mm [0.125 in.] as shown in Fig. 3, with a hardness of 60 to 62 HRC, as specified in Test Methods E 18, and shall have finely



Three-Point Loading Configuration with Fixed Supports and Loading Nose



Four-Point Loading Configuration with Fixed Supports and Rolling Loading Noses

FIG. 3 Example Loading Nose and Supports for Procedures A (top) and B (bottom)



ground surfaces free of indentation and burrs with all sharp edges relieved. Loading noses and supports may be arranged in a fixed, rotatable or rolling arrangement. Typically, with composites, rotatable or fixed arrangements are used.

**7.3 Micrometers**—For width and thickness measurements the micrometers shall use a 4 to 7 mm [0.16 to 0.28 in.] nominal diameter ball-interface on an irregular surface such as the bag side of a laminate, and a flat anvil interface on machined edges or very smooth tooled surfaces. A micrometer or caliper with flat anvil faces shall be used to measure the length of the specimen. The accuracy of the instrument(s) shall be suitable for reading to within 1 % or better of the specimen dimensions. For typical section geometries, an instrument with an accuracy of 60.02 mm [60.001 in.] is desirable for thickness and width measurement, while an instrument with an accuracy of 60.1 mm [60.004 in.] is adequate for length measurement.

**7.4 Deflection Measurement**—Specimen deflection at the common center of the loading span shall be measured by a properly calibrated device having an accuracy of 61 % or better of the expected maximum displacement. The device shall automatically and continuously record the deflection during the test.

**7.5 Conditioning Chamber**—When conditioning materials at non-laboratory environments, a temperature/vapor-level controlled environmental conditioning chamber is required that shall be capable of maintaining the required temperature to within 61°C [62°F] and the required vapor level to within 63 % relative humidity, as outlined in Test Method D 5229/ D 5229M. Chamber conditions shall be monitored either on an automated continuous basis or on a manual basis at regular intervals.

**7.6 Environmental Test Chamber**—An environmental test chamber is required for test environments other than ambient testing laboratory conditions. This chamber shall be capable of maintaining the test specimen at the required temperature

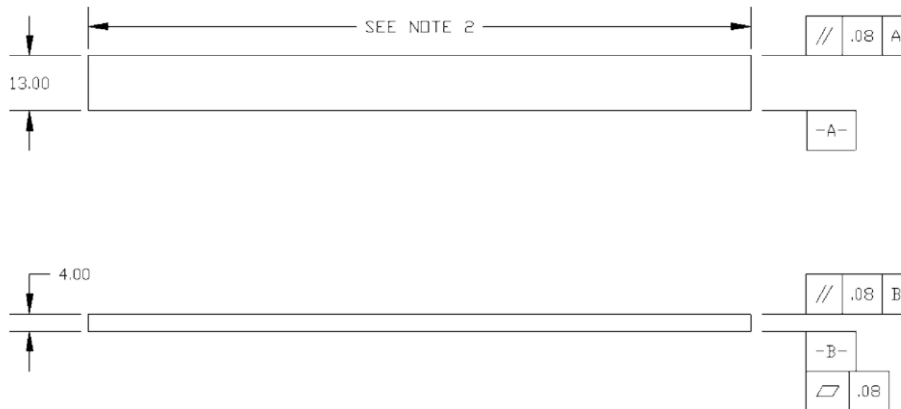
within 63°C [65°F] and the required vapor level to within 65 % relative humidity.

## 8. Test Specimens

**8.1 Specimen Preparation**—Guide D 5687/D 5687M provides recommended specimen preparation practices and should be followed when practical.

**8.2 Specimen Size** is chosen such that the flexural properties are determined accurately from the tests. For flexural strength, the standard support span-to-thickness ratio is chosen such that failure occurs at the outer surface of the specimens, due only to the bending moment (see Notes 2 and 3). The standard span-to-thickness ratio is 32:1, the standard specimen thickness is 4 mm [0.16 in.], and the standard specimen width is 13 mm [0.5 in.] with the specimen length being about 20 % longer than the support span. See Figs. 4 and 5 for a drawing of the standard test specimen in SI and inch-pound units, respectively. For fabric-reinforced textile composite materials, the width of the specimen shall be at least two unit cells, as defined in Guide D 6856. If the standard specimen thickness cannot be obtained in a given material system, an alternate specimen thickness shall be used while maintaining the support span-to-thickness ratio [32:1] and specimen width. Optional support span-to-thickness ratios of 16:1, 20:1, 40:1, and 60:1 may also be used provided it is so noted in the report. Also, the data obtained from a test using one support span-to-thickness ratio may not be compared with the data from another test using a different support span-to-thickness ratio.

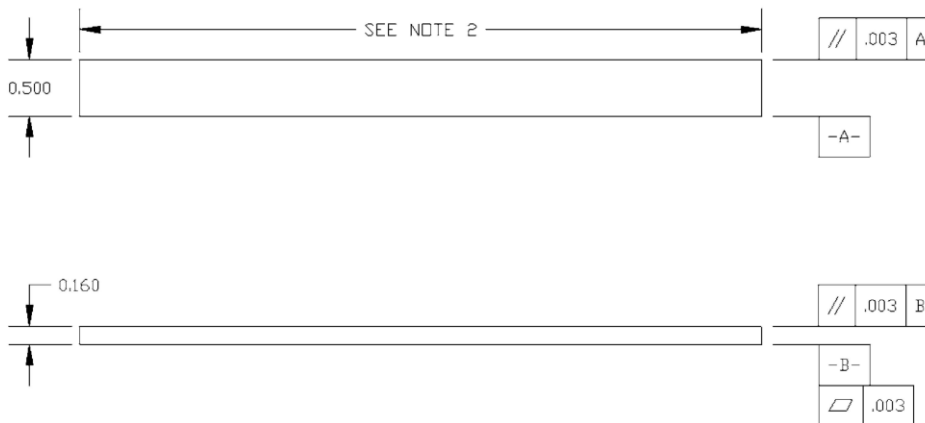
**8.2.1** Shear deformations can significantly reduce the apparent modulus of highly orthotropic laminates when they are tested at low support span-to-thickness ratios. For this reason, a high support span-to-thickness ratio is recommended for flexural modulus determinations. In some cases, separate sets of specimens may have to be used for modulus and strength determination.



NOTE 1—Drawing interpretation per ANSI Y14.5-1999 and ANSI B46.1-1995.

NOTE 2—See 8.2 and 11.3 of this test standard for the required values of span and overall length.

FIG. 4 Standard Flexural Test Specimen Drawing (SI)



NOTE 1—Drawing interpretation per ANSI Y14.5-1999 and ANSI B46.1-1995.

NOTE 2—See 8.2 and 11.3 of this test standard for the required values of span and overall length.

FIG. 5 Standard Flexural Test Specimen Drawing (Inch-Pound)

NOTE 2—A support span-to-thickness ratio of less than 32:1 may be acceptable for obtaining the desired flexural failure mode when the ratio of the lower of the compressive and tensile strength to out-of-plane shear strength is less than 8, but the support span-to-thickness ratio must be increased for composite laminates having relatively low out-of-plane shear strength and relatively high in-plane tensile or compressive strength parallel to the support span.

NOTE 3—While laminate stacking sequence is not limited by this test method, significant deviations from a lay-up of nominal balance and symmetry may induce unusual test behaviors and a shift in the neutral axis.

## 9. Number of Test Specimens

9.1 Test at least five specimens per test condition unless valid results can be gained through the use of fewer specimens, such as in the case of a designed experiment. For statistically significant data the procedures outlined in Practice E 122 should be consulted. Report the method of sampling.

## 10. Conditioning

10.1 The recommended pre-test specimen condition is effective moisture equilibrium at a specific relative humidity as established by Test Method D 5229/D5229M; however, if the test requester does not explicitly specify a pre-test conditioning environment, conditioning is not required and the test specimens may be tested as prepared.

NOTE 4—The term *moisture*, as used in Test Method D 5229/D5229M, includes not only the vapor of a liquid and its condensate, but the liquid itself in large quantities, as for immersion.

10.2 The pre-test specimen conditioning process, to include specified environmental exposure levels and resulting moisture content, shall be reported with the data.

10.3 If there is no explicit conditioning process, the conditioning process shall be reported as “unconditioned” and the moisture content as “unknown.”

## 11. Procedure

11.1 Condition the specimens as required. Store the specimens in the conditioned environment until test time.

11.2 Following final specimen machining and any conditioning but before testing, measure and record the specimen width and thickness at the specimen mid-section, and the specimen length, to the specified accuracy.

11.3 Measure the span accurately to the nearest 0.1 mm [0.004 in.] for spans less than 63 mm [2.5 in.] and the nearest 0.3 mm [0.012 in.] for spans greater than or equal to 63 mm [2.5 in.]. Use the measured span for all calculations. See Annex A1 for information on the determination of and setting of the span.

11.4 *Speed of Testing*—Set the speed of testing at a rate of crosshead movement of 1.0 mm/min [0.05 in./min] for a specimen with standard dimensions. For specimens with dimensions that vary greatly from the standard dimensions, a crosshead rate that will give a similar rate of straining at the outer surface can be obtained via the method outlined in Test Methods D 790 for Procedure A and Test Method D 6272 for Procedure B.

11.5 Align the loading nose(s) and supports so that the axes of the cylindrical surfaces are parallel. For Procedure A, the loading nose shall be midway between the supports. For Procedure B, the load span shall be one-half of the support span and symmetrically placed between the supports. The parallelism may be checked by means of plates with parallel grooves into which the loading nose(s) and supports will fit when properly aligned. Center the specimen on the supports, with the long axis of the specimen perpendicular to the loading noses and supports. See Annex A1 for setting and measuring span.

11.6 Apply the force to the specimen at the specified crosshead rate. Measure and record force-deflection data at a

rate such that a minimum of 50 data points comprise the force deflection curve. (A higher sampling rate may be required to properly capture any nonlinearities or progressive failure of the specimen.) Measure deflection by a transducer under the specimen in contact with it at the center of the support span, the transducer being mounted stationary relative to the specimen supports. Do not use the measurement of the motion of the loading nose relative to the supports as this will not take into account the rotation of the specimen about the load and support noses, nor account for the compliance in the loading nose or crosshead.

11.7 *Failure Modes*—To obtain valid flexural strength, it is necessary that the specimen failure occurs on either one of its outer surfaces, without a preceding interlaminar shear failure or a crushing failure under a support or loading nose. Failure on the tension surface may be a crack while that on the compression surface may be local buckling. Buckling may be manifested as fiber micro-buckling or ply-level buckling. Ply-level buckling may result in, or be preceded by delamination of the outer ply.

11.7.1 *Failure Identification Codes*—Record the mode, area, and location of failure for each specimen. Choose a standard failure identification code based on the three-part code shown in Fig. 6. A multimode failure can be described by including each of the appropriate failure-mode codes between the parentheses of the M failure mode.

## 12. Validation

12.1 Values for properties at failure shall not be calculated for any specimen that breaks at some obvious, fortuitous flaw, unless such flaws constitute a variable being studied. Specimens that fail in an unacceptable failure mode shall not be included in the flexural property calculations. Retests shall be made for any specimen for which values are not calculated. If a significant fraction (>50 %) of the specimens fail in an unacceptable failure mode then the span-to-thickness ratio (for excessive shear failures) or the loading nose diameter (crushing under the loading nose) should be reexamined.

## 13. Calculation

NOTE 5—In determination of the calculated value of some of the properties listed in this section it is necessary to determine if the toe compensation (see Annex A2) adjustment must be made. This toe compensation correction shall be made only when it has been shown that the toe region of the curve is due to take up of the slack, alignment, or seating of the specimen and is not an authentic material response.

13.1 *Maximum Flexural Stress, Procedure A*—When a beam of homogenous, elastic material is tested in flexure as a

beam simply supported at two points and loaded at the midpoint, the maximum stress at the outer surface occurs at mid-span. The stress may be calculated for any point on the load-deflection curve by the following equation (Note 6):

$$s = \frac{3PL}{2bh^2} \quad (1)$$

where:

$s$  = stress at the outer surface at mid-span, MPa [psi],  
 $P$  = applied force, N [lbf],  
 $L$  = support span, mm [in.],  
 $b$  = width of beam, mm [in.], and  
 $h$  = thickness of beam, mm [in.].

NOTE 6—Eq 1 applies strictly to materials for which the stress is linearly proportional to strain up to the point of rupture and for which the strains are small. Since this is not always the case, a slight error will be introduced in the use of this equation. The equation will however, be valid for comparison data and specification values up to the maximum fiber strain of 2 % for specimens tested by the procedure herein described. It should be noted that the maximum ply stress may not occur at the outer surface of a multidirectional laminate.<sup>4</sup> Laminated beam theory must be applied to determine the maximum tensile stress at failure. Thus, Eq 1 yields an apparent strength based on homogeneous beam theory. This apparent strength is highly dependent on the ply-stacking sequence for multidirectional laminates.

13.2 *Maximum Flexural Stress, Procedure B*—When a beam of homogeneous, elastic material is tested in flexure as a beam simply supported at two outer points and loaded at two central points separated by a distance equal to ½ the support span and at equal distance from the adjacent support point, the maximum stress at the outer surface occurs between the two central loading points that define the load span (Fig. 2). The stress may be calculated for any point on the load-deflection curve by the following equation (Note 7):

$$s = \frac{3PL}{4bh^2} \quad (2)$$

where:

$s$  = stress at the outer surface in the load span region, MPa [psi],  
 $P$  = applied force, N [lbf],  
 $L$  = support span, mm [in.],  
 $b$  = width of beam, mm [in.], and

<sup>4</sup> For the theoretical details, see Whitney, J. M., Browning, C. E., and Mair, A., "Analysis of the Flexure Test for Laminated Composite Materials," *Composite Materials: Testing and Design (Third Conference)*, ASTM STP 546, 1974, pp. 30-45.

First Character		Second Character		Third Character	
Failure Mode	Code	Failure Area	Code	Failure Location	Code
Tension	T	At loading nose	A	Top	T
Compression	C	Between loading noses	B	Bottom	B
Buckling	B	at Support nose	S	Left	L
interlaminar Shear	S	between Load and support nose	L	Right	R
Multi-mode	M(xyz)	Unknown	U	Middle	M
Other	O			Various	V
				Unknown	U

FIG. 6 Flexure Test Specimen Three-Part Failure Identification Code



$h$  = thickness of beam, mm [in.].

NOTE 7—The limitations defined for Eq 1 in Note 6 apply also to Eq 2.

13.3 *Flexural Strength*—The flexural strength is equal to the maximum stress at the outer surface corresponding to the peak applied force prior to failure. (for multidirectional laminates, see Note 6). It is calculated in accordance with Eq 1 and 2 by letting  $P$  equal the peak applied force.

13.4 *Flexural Stress at a Given Strain*—The maximum flexural stress at any given strain may be calculated in accordance with Eq 1 and 2 by letting  $P$  equal the applied force read from the force-deflection curve at the deflection corresponding to the desired strain (for multidirectional laminates, see Note 6). Equations for calculating strains from the measured deflection are given in 13.5 and 13.6.

13.5 *Maximum Strain, Procedure A*—The maximum strain at the outer surface also occurs at mid-span, and it may be calculated as follows:

$$E_f \text{ where: } e = \frac{6dh}{L^2} \quad (3)$$

where:  
 $e$  = maximum strain at the outer surface, mm/mm [in./in.],  
 $d$  = mid-span deflection, mm [in.],  
 $L$  = support span, mm [in.], and  
 $h$  = thickness of beam, mm [in.].

13.6 *Maximum Strain, Procedure B*—The maximum strain at the outer surface also occurs at mid-span, and it may be calculated as follows:

$$e = \frac{4.36dh}{L^2} \quad (4)$$

where:  
 $d$  = mid-span deflection, mm [in.],  
 $e$  = maximum strain at the outer surface, mm/mm [in./in.],  
 $L$  = support span, mm [in.], and  
 $h$  = thickness of beam, mm [in.].

13.7 *Flexural Modulus of Elasticity*:

chord modulus of elasticity is the ratio of stress range and corresponding strain range. For calculation of flexural chord

point of 0.001 and an end point 0.003. If the data is not modulus, the recommended strain range is 0.002 with a start

available at the exact strain range end points (as often occurs with digital data), use the closest available data point. Calculate the flexural chord modulus of elasticity from the stress-strain data using Eq 5 (for multidirectional or highly orthotropic composites, see Note 8).

$$E_f^{\text{chord}} = \frac{Ds}{De} \quad (5)$$

where:  
 $E_f^{\text{chord}}$  = flexural chord modulus of elasticity, MPa [psi],

13.7.1.1 Report the chord modulus of elasticity in MPa [psi] for the strain range 0.001 to 0.003. If a different strain range is used in the calculations, also report the strain range used.

NOTE 8—Shear deformation can seriously reduce the apparent flexural modulus of highly orthotropic laminates when they are tested at low span-to-thickness ratios.<sup>5</sup> For this reason, a high span-to-thickness ratio is recommended for flexural modulus determinations. In some cases, separate sets of specimens may have to be used for modulus and strength determination.

13.7.2 *Flexural Secant Modulus of Elasticity*—The flexural secant modulus of elasticity is the ratio of stress to corresponding strain at any given point on the stress-strain curve. The flexural secant modulus is same as the flexural chord modulus in which the initial strain point is zero. It shall be expressed in MPa [psi]. It is calculated as follows (for multidirectional or highly orthotropic composites, see Note 8):

13.7.2.1 *For Procedure A*:

$$E_f^{\text{secant}} = \frac{Lm}{4bh^3} E_f \quad (6)$$

where:  
 $E_f^{\text{secant}}$  = flexural secant modulus of elasticity, MPa [psi],  
 $L$  = support span, mm [in.],  
 $b$  = width of beam, mm [in.],  
 $h$  = thickness of beam, mm [in.] and  
 $m$  = slope of the secant of the force-deflection curve.

13.7.2.2 *For Procedure B*:

$$E_f^{\text{secant}} = 0.17Lm \frac{3}{bh^3} \quad (7)$$

where  $E_f^{\text{secant}}$ ,  $m$ ,  $L$ ,  $b$ , and  $h$  are the same as for Eq 6.

13.7.3 Chord modulus of elasticity shall be reported although other definitions of moduli may also be used. However, when other definitions of moduli are used, it should be clearly indicated in the report.

13.8 *Statistics*—For each series of tests calculate the average value, standard deviation, and coefficient of variation for each property determined:

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \quad (8)$$

$$s_{n-1} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n x_i^2 - n\bar{x}^2}{n-1}}$$

where:  
 $\bar{x}$  = average value or sample mean,  
 $x_i$  = value of single measured or derived property,  
 $n$  = number of specimens,  
 $s_{n-1}$  = estimated standard deviation,  
 $CV$  = coefficient of variation in percentage.



Ds = difference in flexural stress between the two selected strain points, MPa [psi], and  
De = difference between the two selected strain points (nominally 0.002).

<sup>5</sup> For discussion of these effects, see Zweben C., Smith, W. S., and Wardle, M. W., "Test Methods for Fiber Tensile Strength, Composite Flexural Modulus, and Properties of Fabric-Reinforced Laminates," *Composite Materials: Testing and Design (Fifth Conference)*, ASTM STP 674, 1979, pp. 228-262.

#### 14. Report

14.1 The information reported for this test method includes material identification and mechanical testing data. These data shall be reported in accordance with Guides E 1309 and E 1471. At a minimum, the following should be reported:

14.1.1 The revision level or date of issue of the test method used.

14.1.2 The date(s) and location(s) of the testing.

14.1.3 The name(s) of the test operator(s).

14.1.4 The test Procedure used (A or B).

14.1.5 Any variations to this test method, anomalies noticed during testing, or equipment problems occurring during testing.

14.1.6 Identification of the material tested including: material specification, material type, material designation, manufacturer, manufacturer's lot or batch number, source (if not from the manufacturer), date of certification, expiration of certification, filament diameter, tow or yarn filament count and twist, sizing, form or weave, fiber areal weight, matrix type, prepreg matrix content, and prepreg volatiles content.

14.1.7 Description of the fabrication steps used to prepare the laminate including: fabrication start date, fabrication end date, process specification, cure cycle, consolidation method, and a description of the equipment used.

14.1.8 Ply orientation stacking sequence of the laminate.

14.1.9 If requested, report density, reinforcement volume fraction, and void content test methods, specimen sampling method and geometries, test parameters, and test data.

14.1.10 Average ply thickness of the material.

14.1.11 Results of any nondestructive evaluation tests.

14.1.12 Method of preparing the test specimens, including specimen labeling scheme and method, specimen geometry, sampling method, and specimen cutting method.

14.1.13 Calibration dates and methods for all measurement and test equipment.

14.1.14 Type of test machine, grips, jaws, alignment data, and data acquisition sampling rate and equipment type.

14.1.15 Dimensions of each specimen to at least three significant figures, including specimen width, thickness, and overall length.

14.1.16 Conditioning parameters and results, and the procedure used if other than that specified in this test method.

14.1.17 Relative humidity and temperature of the testing laboratory.

14.1.18 Environment of the test machine environmental chamber (if used) and soak time at environment.

14.1.19 Number of specimens tested.

14.1.20 Load-span length, support-span length, and support span-to-thickness ratio.

14.1.21 Loading and support nose type and dimensions.

14.1.22 Speed of testing.

14.1.23 Transducer placement on the specimen, transducer type, and calibration data for each transducer used.

14.1.24 Force-deflection curves for each specimen. Note method and offset value if toe compensation was applied to force-deflection curve.

14.1.25 Tabulated data of flexural stress versus strain for each specimen.

14.1.26 Individual flexural strengths and average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population. Note if the failure load was less than the maximum load prior to failure.

14.1.27 Individual strains at failure and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

14.1.28 Strain range used for the flexural chord modulus of elasticity determination.

14.1.29 Individual values of flexural chord modulus of elasticity, and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

14.1.30 If an alternate definition of flexural modulus of elasticity is used in addition to chord modulus, describe the method used, the resulting correlation coefficient (if applicable), and the strain range used for the evaluation.

14.1.31 Individual values of the alternate (see above) flexural modulus of elasticity, and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

14.1.32 Individual maximum flexural stresses, and the average, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) values for the population. Note any test in which the failure load was less than the maximum load before failure.

14.1.33 For flexural modulus only tests: maximum load applied, strain at maximum applied load, and calculated flexural modulus of elasticity ( $E_f$ ).

14.1.34 Individual maximum flexural strains and the average, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) values for the population. Note any test that was truncated to 2 % strain.

14.1.35 Failure mode and location of failure for each specimen.

#### 15. Precision and Bias

15.1 *Precision*—The data required for the development of precision is not currently available for this test method.

15.2 *Bias*—Bias cannot be determined for this test method as no acceptable reference standard exists.

#### 16. Keywords

16.1 fiber-reinforced composites; flexural properties; stiffness; strength

## Anexo 6: Norma ASTM D5628



INTERNATIONAL D5628 – 10

### Standard Test Method for Impact Resistance of Flat, Rigid Plastic Specimens by Means of a Falling Dart (Tup or Falling Mass)<sup>1</sup>

This standard is issued under the fixed designation D5628; the number immediately following the designation indicates the year of original adoption or, in the case of revision, the year of last revision. A number in parentheses indicates the year of last reapproval. A superscript epsilon (ε) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

#### 1. Scope\*

1.1 This test method covers the determination of the threshold value of impact-failure energy required to crack or break flat, rigid plastic specimens under various specified conditions of impact of a free-falling dart (tup), based on testing many specimens.

1.2 The values stated in SI units are to be regarded as the standard. The values in parentheses are for information only.

1.3 *This standard does not purport to address all of the safety concerns, if any, associated with its use. It is the responsibility of the user of this standard to establish appropriate safety and health practices and determine the applicability of regulatory limitations prior to use.* Specific hazard statements are given in Section 8.

NOTE 1—This test method and ISO 6603-1 are technically equivalent only when the test conditions and specimen geometry required for Geometry FE and the Bruceton Staircase method of calculation are used.

#### 2. Referenced Documents

##### 2.1 ASTM Standards:<sup>2</sup>

D618 Practice for Conditioning Plastics for Testing

D883 Terminology Relating to Plastics

D1600 Terminology for Abbreviated Terms Relating to Plastics

D1709 Test Methods for Impact Resistance of Plastic Film by the Free-Falling Dart Method

D2444 Test Method for Determination of the Impact Resistance of Thermoplastic Pipe and Fittings by Means of a Tup (Falling Weight)

D3763 Test Method for High Speed Puncture Properties of Plastics Using Load and Displacement Sensors

D4000 Classification System for Specifying Plastic Materials

D5947 Test Methods for Physical Dimensions of Solid Plastics Specimens

D6779 Classification System for Polyamide Molding and Extrusion Materials (PA)

E691 Practice for Conducting an Interlaboratory Study to Determine the Precision of a Test Method

2.2 ISO Standards:<sup>3</sup>

ISO 291 Standard Atmospheres for Conditioning and Testing

ISO 6603-1 Plastics—Determination of Multiaxial Impact Behavior of Rigid Plastics—Part 1: Falling Dart Method

#### 3. Terminology

##### 3.1 Definitions:

3.1.1 For definitions of plastic terms used in this test method, see Terminologies D883 and D1600.

##### 3.2 Definitions of Terms Specific to This Standard:

3.2.1 *failure (of test specimen)*—the presence of any crack or split, created by the impact of the falling tup, that can be seen by the naked eye under normal laboratory lighting conditions.

3.2.2 *mean-failure energy (mean-impact resistance)*—the energy required to produce 50 % failures, equal to the product of the constant drop height and the mean-failure mass, or, to the product of the constant mass and the mean-failure height.

3.2.3 *mean-failure height (impact-failure height)*—the height at which a standard mass, when dropped on test specimens, will cause 50 % failures.

NOTE 2—Cracks usually start at the surface opposite the one that is struck. Occasionally incipient cracking in glass-reinforced products, for example, is difficult to differentiate from the reinforcing fibers. In such cases, a penetrating dye can confirm the onset of crack formation.

3.2.4 *mean-failure mass (impact-failure mass)*—the mass of the dart (tup) that, when dropped on the test specimens from a standard height, will cause 50 % failures.

<sup>1</sup> This test method is under the jurisdiction of ASTM Committee D20 on Plastics and is the direct responsibility of Subcommittee D20.10 on Mechanical Properties. Current edition approved July 1, 2010. Published July 2010. Originally approved in 1994. Last previous edition approved in 2007 as D5628 - 07. DOI: 10.1520/D5628-10.

<sup>2</sup> For referenced ASTM standards, visit the ASTM website, [www.astm.org](http://www.astm.org), or contact ASTM Customer Service at [service@astm.org](mailto:service@astm.org). For *Annual Book of ASTM Standards* volume information, refer to the standard's Document Summary page on the ASTM website.

<sup>3</sup> Available from American National Standards Institute (ANSI), 25 W. 43rd St., 4th Floor, New York, NY 10036, <http://www.ansi.org>.

\*A Summary of Changes section appears at the end of this standard.

Copyright © ASTM International, 100 Barr Harbour Drive PO box C-700 West Conshohocken, Pennsylvania 19428-2959, United States



3.2.5 *tup*—a dart with a hemispherical nose. See 7.2 and Fig. 1.

#### 4. Summary of Test Method

4.1 A free-falling dart (*tup*) is allowed to strike a supported specimen directly. Either a dart having a fixed mass is dropped from various heights, or a dart having an adjustable mass is dropped from a fixed height. (See Fig. 2).

4.2 The procedure determines the energy (mass  $\times$  height) that will cause 50 % of the specimens tested to fail (mean failure energy).

4.3 The technique used to determine mean failure energy is commonly called the Bruceton Staircase Method or the Up-and-Down Method (1).<sup>4</sup> Testing is concentrated near the mean, reducing the number of specimens required to obtain a reasonably precise estimate of the impact resistance.

4.4 Each test method permits the use of different *tup* and test specimen geometries to obtain different modes of failure, permit easier sampling, or test limited amounts of material. There is no known means for correlating the results of tests made by different impact methods or procedures.

#### 5. Significance and Use

5.1 Plastics are viscoelastic and therefore are likely to be sensitive to changes in velocity of the mass falling on their surfaces. However, the velocity of a free-falling object is a function of the square root of the drop height. A change of a factor of two in the drop height will cause a change of only 1.4 in velocity. Hagan et al (2) found that the mean-failure energy of sheeting was constant at drop heights between 0.30 and 1.4 m. This suggests that a constant mass-variable height method will give the same results as the constant height-variable mass technique. On the other hand, different materials respond differently to changes in the velocity of impact. Equivalence of these methods should not be taken for granted. While both constant-mass and constant-height techniques are permitted by these methods, the constant-height method should be used for those materials that are found to be rate-sensitive in the range of velocities encountered in falling-weight types of impact tests.

5.2 The test geometry FA causes a moderate level of stress concentration and can be used for most plastics.

5.3 Geometry FB causes a greater stress concentration and results in failure of tough or thick specimens that do not fail with Geometry FA (3). This approach can produce a punch shear failure on thick sheet. If that type of failure is undesirable, Geometry FC should be used. Geometry FB is suitable for research and development because of the smaller test area required.

5.3.1 The conical configuration of the 12.7-mm diameter *tup* used in Geometry FB minimizes problems with *tup* penetration and sticking in failed specimens of some ductile materials.

5.4 The test conditions of Geometry FC are the same as those of Test Method A of Test Method D1709. They have been

used in specifications for extruded sheeting. A limitation of this geometry is that considerable material is required.

5.5 The test conditions of Geometry FD are the same as for Test Method D3763.

5.6 The test conditions of Geometry FE are the same as for ISO 6603-1.

5.7 Because of the nature of impact testing, the selection of a test method and *tup* must be somewhat arbitrary. Although a choice of *tup* geometries is available, knowledge of the final or intended end-use application shall be considered.

5.8 Clamping of the test specimen will improve the precision of the data. Therefore, clamping is recommended. However, with rigid specimens, valid determinations can be made without clamping. Unclamped specimens tend to exhibit greater impact resistance.

5.9 Before proceeding with this test method, reference should be made to the specification of the material being tested. Table 1 of Classification System D4000 lists the ASTM materials standards that currently exist. Any test specimens preparation, conditioning, dimensions, or testing parameters or combination thereof covered in the relevant ASTM materials specification shall take precedence over those mentioned in this test method. If there are no relevant ASTM material specifications, then the default conditions apply.

#### 6. Interferences

6.1 Falling-mass-impact-test results are dependent on the geometry of both the falling mass and the support. Thus, impact tests should be used only to obtain relative rankings of materials. Impact values cannot be considered absolute unless the geometry of the test equipment and specimen conform to the end-use requirement. Data obtained by different procedures within this test method, or with different geometries, cannot, in general, be compared directly with each other. However, the relative ranking of materials is expected to be the same between two test methods if the mode of failure and the impact velocities are the same.

6.1.1 Falling-mass-impact types of tests are not suitable for predicting the relative ranking of materials at impact velocities differing greatly from those imposed by these test methods.

6.2 As cracks usually start at the surface opposite the one that is struck, the results can be greatly influenced by the quality of the surface of test specimens. Therefore, the composition of this surface layer, its smoothness or texture, levels of and type of texture, and the degree of orientation introduced during the formation of the specimen (such as during injection molding) are very important variables. Flaws in this surface will also affect results.

6.3 Impact properties of plastic materials can be very sensitive to temperature. This test can be carried out at any reasonable temperature and humidity, thus representing actual use environments. However, this test method is intended primarily for rating materials under specific impact conditions.

#### 7. Apparatus

7.1 *Testing Machine*—The apparatus shall be constructed essentially as is shown in Fig. 2. The geometry of the specimen clamp and *tup* shall conform to the dimensions given in 7.1.1 and 7.2.

<sup>4</sup> The boldface numbers in parentheses refer to a list of references at the end of the text.

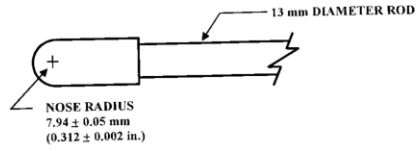


FIG. 1 (a)

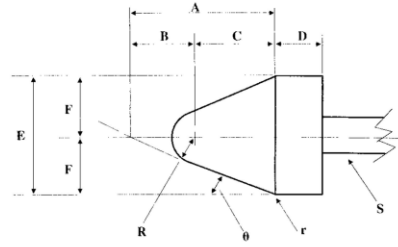


FIG. 1 (b)

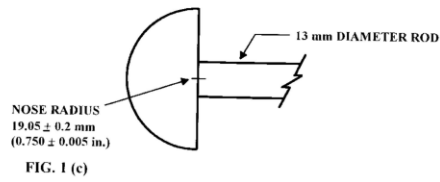


FIG. 1 (c)

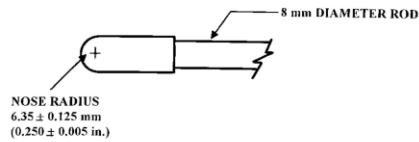


FIG. 1 (d)

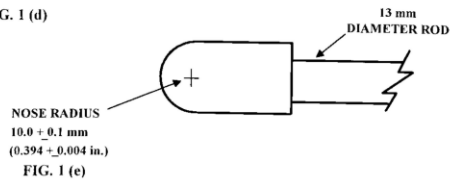


FIG. 1 (e)

Dimensions of Conical Dart (Not to scale.)—Fig. 1(b)

NOTE 1—Unless specified, the tolerance on all dimensions shall be  $\pm 0.02\%$ .

Position	Dimension, mm	Dimension, in.
A	27.2	1.07
B	15	0.59
C	12.2	0.48
D	6.4	0.25
E	25.4	1
F	12.7	0.5
R	6.35 $\pm$ 0.05	0.250 $\pm$ 0.002
(nose radius)		
r (radius)	0.8	0.03
S (diameter) <sup>A</sup>	6.4	0.25
u	25 $\pm$ 1°	25 $\pm$ 1°

<sup>A</sup> Larger diameter shafts shall be used.

FIG. 1 Twp Geometries for Geometries FA (1a), FB (1b), FC (1c), FD (1d), and FE (1e)

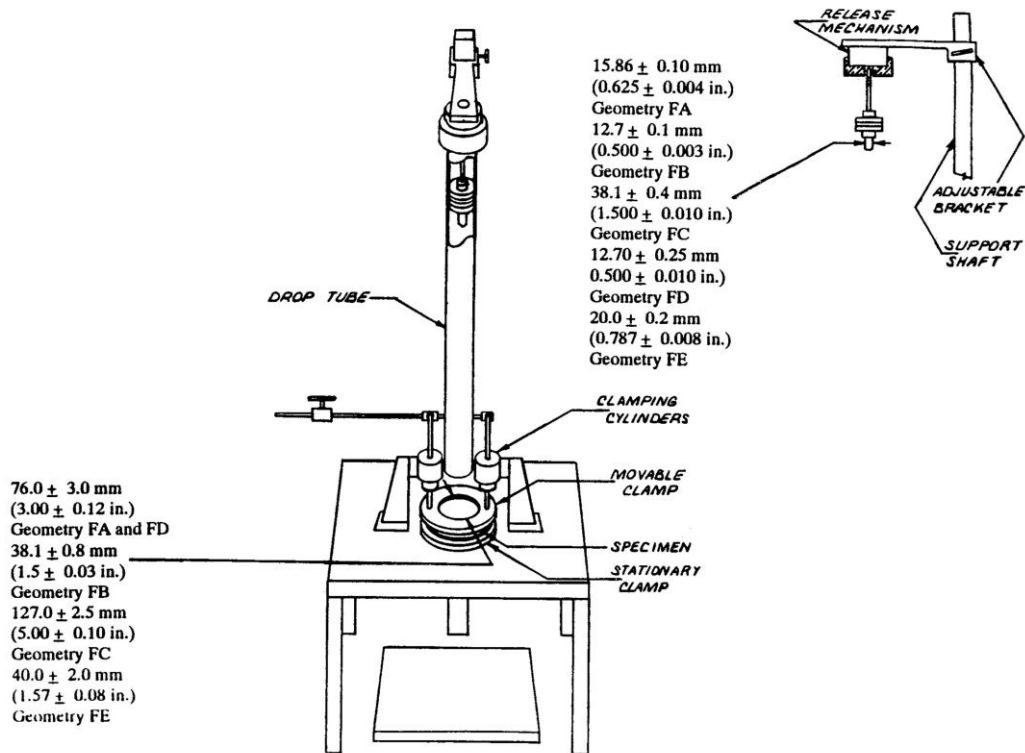


FIG. 2 One Type of Falling Mass Impact Tester

7.1.1 *Specimen Clamp*—For flat specimens, a two-piece annular specimen clamp similar to that shown in Fig. 3 is recommended. For Geometries FA and FD, the inside diameter should be 76.0  $\pm$  3.0 mm (3.00  $\pm$  0.12 in.). For Geometry FB, the inside diameter should be 38.1  $\pm$  0.80 mm (1.5  $\pm$  0.03 in.). For Geometry FC, the inside diameter should be 127.0  $\pm$  2.5 mm (5.00  $\pm$  0.10 in.). For Geometry FE an annular specimen clamp similar to that shown in Fig. 4 is required. The inside diameter should be 40  $\pm$  2 mm (1.57  $\pm$  0.08 in.) (see Table 1). For Geometries FA, FB, FC, and FD, the inside edge of the upper or supporting surface of the lower clamp should be rounded slightly; a radius of 0.8 mm (0.03 in.) has been found to be satisfactory. For Geometry FE this radius should be 1 mm (0.04 in.).

7.1.1.1 Contoured specimens shall be firmly held in a jig so that the point of impact will be the same for each specimen.

7.1.2 *Tup Support*, capable of supporting a 13.5-kg (30-lb) mass, with a release mechanism and a centering device to ensure uniform, reproducible drops.

NOTE 3—Reproducible drops are ensured through the use of a tube or cage within which the tup falls. In this event, care should be exercised so that any friction that develops will not reduce the velocity of the tup appreciably.

7.1.3 *Positioning Device*—Means shall be provided for positioning the tup so that the distance from the impinging surface of the tup head to the test specimen is as specified.

7.2 *Tup*:

7.2.1 The tup used in Geometry FA shall have a 15.86  $\pm$  0.10-mm (0.625  $\pm$  0.004-in.) diameter hemispherical head of tool steel hardened to 54 HRC or harder. A steel shaft about 13 mm (0.5 in.) in diameter shall be attached to the center of the flat surface of the head with its longitudinal axis at 90° to that surface. The length of the shaft shall be great enough to accommodate the maximum mass required (see Fig. 1(a) and Table 1).

7.2.2 The tup used in Geometry FB shall be made of tool steel hardened to 54 HRC or harder. The head shall have a diameter of 12.7  $\pm$  0.1 mm (0.500  $\pm$  0.003 in.) with a conical (50° included angle) configuration such that the conical surface is tangent to the hemispherical nose. A 6.4-mm (0.25-in.) diameter shaft is satisfactory (see Fig. 1(b) and Table 1).

7.2.3 The tup used for Geometry FC shall be made of tool steel hardened to 54 HRC or harder. The hemispherical head shall have a diameter of 38.1  $\pm$  0.4 mm (1.5  $\pm$  0.015 in.). A steel shaft about 13 mm (0.5 in.) in diameter shall be attached to the center of the flat surface of the head with its longitudinal

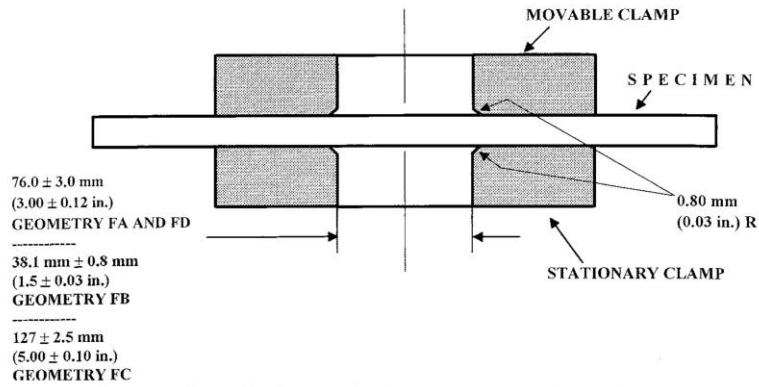


FIG. 3 Support Plate/Specimen/Clamp Configuration for Geometries FA, FB, FC, and FD

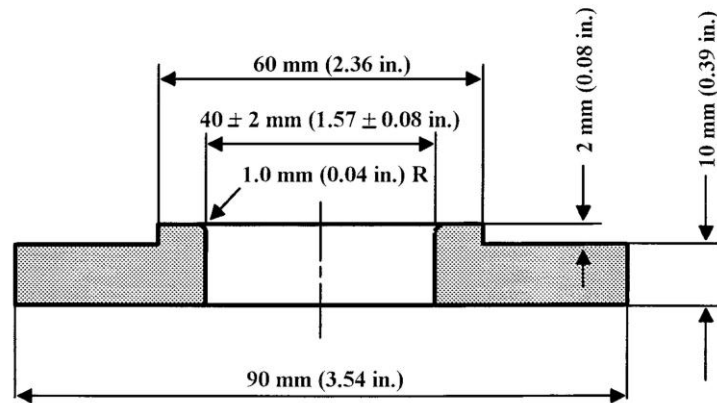


FIG. 4 Test-Specimen Support for Geometry FE

TABLE 1 Tup and Support Ring Dimensions

Dimensions, mm (in.) Geometry	Tup Diameter	Inside Diameter Support Ring
FA	15.86 $\pm$ 0.10 (0.625 $\pm$ 0.004)	76.0 $\pm$ 3.0 (3.00 $\pm$ 0.12)
FB	12.7 $\pm$ 0.1 (0.500 $\pm$ 0.003)	38.1 $\pm$ 0.8 (1.5 $\pm$ 0.03)
FC	38.1 $\pm$ 0.4 (1.5 $\pm$ 0.010)	127.0 $\pm$ 2.5 (5.00 $\pm$ 0.10)
FD	12.70 $\pm$ 0.25 (0.500 $\pm$ 0.010)	76.0 $\pm$ 3.0 (3.00 $\pm$ 0.12)
FE	20.0 $\pm$ 0.2 (0.787 $\pm$ 0.008)	40.0 $\pm$ 2.0 (1.57 $\pm$ 0.08)

axis at 90° to that surface. The length of the shaft shall be great enough to accommodate the maximum mass (see Fig. 1(c) and Table 1).

7.2.4 The tup used in Geometry FD shall have a 12.70  $\pm$  0.25-mm (0.500  $\pm$  0.010-in.) diameter hemispherical head of tool steel hardened to 54 HRC or harder. A steel shaft about 8

mm (0.31 in.) in diameter shall be attached to the center of the flat surface of the head with its longitudinal axis at 90° to the surface. The length of the shaft shall be great enough to accommodate the maximum mass required (see Fig. 1(d) and Table 1).

7.2.5 The tup used in Geometry FE shall have a 20.0  $\pm$  0.2-mm (0.787  $\pm$  0.008-in.) diameter hemispherical head of tool steel hardened to 54 HRC or harder. A steel shaft about 13 mm (0.5 in.) in diameter shall be attached to the center of the flat surface of the head with its longitudinal axis at 90° to the surface. The length of the shaft shall be great enough to accommodate the maximum mass required (see Fig. 1(e) and Table 1).

7.2.6 The tup head shall be free of nicks, scratches, or other surface irregularities.

7.3 *Masses*—Cylindrical steel masses are required that have a center hole into which the tup shaft will fit. A variety of masses are needed if different materials or thicknesses are to be



**TABLE 2 Minimum Size of Specimen**

Geometry	Specimen Diameter, mm (in.)	Square Specimen, mm (in.)
FA	55 (2.2)	55 by 55
SB (3.5 by 3.5)	51 (2.0)	51 by 51
FB		
S1 (2.0 by 2.0)	140 (5.5)	140 by 140 (5.5 by 5.5)
FC		
FD	55 (2.2)	55 by 55
SB (3.5 by 3.5)		
FE	55 (2.2)	55 by 55
SB (2.3 by 2.3)		

tested. The optimal increments in tup mass range from 10 g or less for materials of low impact resistance, to 1 kg or higher for materials of high impact resistance.

7.4 *Micrometer*, for measurement of specimen thickness. It should be accurate to within 1 % of the average thickness of the specimens being tested. See Test Methods D5947 for descriptions of suitable micrometers.

7.5 The mass of the tup head and shaft assembly and the additional mass required must be known to within an accuracy of  $\pm 1\%$ .

## 8. Hazards

### 8.1 Safety Precautions:

8.1.1 Cushioning and shielding devices shall be provided to protect personnel and to avoid damage to the impinging surface of the tup. A tube or cage can contain the tup if it rebounds after striking a specimen.

8.1.2 When heavy weights are used, it is hazardous for an operator to attempt to catch a rebounding tup. Figure 2 of Test Method D2444 shows an effective mechanical “rebound catcher” employed in conjunction with a drop tube.

## 9. Sampling

9.1 Sample the material to meet the requirements of Section 14.

## 10. Test Specimens

10.1 Flat test specimens shall be large enough so that they can be clamped firmly if clamping is desirable. See Table 2 for the minimum size of specimen that can be used for each test geometry.

10.2 The thickness of any specimen in a sample shall not differ by more than 5 % from the average specimen thickness of that sample. However, if variations greater than 5 % are unavoidable in a sample that is obtained from parts, the data shall not be used for referee purposes. For compliance with ISO 6603-1 the test specimen shall be  $60 \pm 2$  mm ( $2.4 \pm 0.08$  in.) in diameter or  $60 \pm 2$  mm ( $2.4 \pm 0.08$  in.) square with a thickness of  $2 \pm 0.1$  mm ( $0.08 \pm 0.004$  in.). Machining specimens to reduce thickness variation is not permissible.

10.3 When the approximate mean failure mass for a given sample is known, 20 specimens will usually yield sufficiently precise results. If the approximate mean failure mass is unknown, six or more additional specimens should be used to determine the appropriate starting point of the test. For compliance with ISO 6603-1 a minimum of 30 specimens must be tested.

10.4 Carefully examine the specimen visually to ensure that samples are free of cracks or other obvious imperfections or damages, unless these imperfections constitute variables under study. Samples known to be defective should not be tested for specification purposes. Production parts, however, should be tested in the as-received condition to determine conformance to specified standards.

10.5 Select a suitable method for making the specimen that will not affect the impact resistance of the material.

10.6 Specimens range from having flat smooth surfaces on both sides, being textured on one side and smooth on the other side, or be textured on both surfaces. When testing, special attention must be paid to how the specimen is positioned on the support.

**Note 4**—As few as ten specimens often yield sufficiently reliable estimates of the mean failure mass. However, in such cases the estimated standard deviation will be relatively large (1).

## 11. Conditioning

11.1 Unless otherwise specified, by contract or relevant ASTM material specification, condition the test specimens in accordance with Procedure A of Practice D618, for those tests where conditioning is required. Temperature and humidity tolerances shall be in accordance with Section 7 of Practice D618, unless otherwise specified by contract or relevant ASTM material specification. For compliance with ISO requirements, the specimens must be conditioned for a minimum of 16 h prior to testing or post conditioning in accordance with ISO 291, unless the period of conditioning is stated in the relevant ISO specification for the material.

11.1.1 Note that for some hygroscopic materials, such as polyamides, the material specifications (for example, Classification System D6779) call for testing “dry as-molded specimens”. Such requirements take precedence over the above routine preconditioning to 50 % RH and require sealing the specimens in water vapor-impermeable containers as soon as molded and not removing them until ready for testing.

11.2 Conduct tests at the same temperature and humidity used for conditioning with tolerances in accordance with Section 7 of Practice D618, unless otherwise specified by contract or relevant ASTM material specification.

11.3 When testing is desired at temperatures other than 23°C, transfer the materials to the desired test temperature within 30 min, preferably immediately, after completion of the preconditioning. Hold the specimens at the test temperature for no more than 5 h prior to test, and, in no case, for less than the time required to ensure thermal equilibrium in accordance with Section 10 of Test Method D618.

## 12. Procedure

12.1 Determine the number of specimens for each sample to be tested, as specified in 10.3.

12.2 Mark the specimens and condition as specified in 11.1.

12.3 Prepare the test apparatus for the geometry (FA, FB, FC, FD, FE) selected.

12.4 Measure and record the thickness of each specimen in the area of impact. In the case of injection molded specimens, it is not necessary to measure each specimen. It is sufficient to

measure and record thickness for one specimen when it has been previously demonstrated that the thickness does not vary by more than 5 %.

12.5 Choose a specimen at random from the sample.

12.6 Clamp or position the specimen. The same surface or area should be the target each time (see 6.2). When clamping is employed, the force should be sufficient to prevent motion of the clamped portion of the specimen when the tup strikes.

12.7 Unless otherwise specified, initially position the tup 0.660  $\pm$  0.008 m (26.0  $\pm$  0.3 in.) from the surface of the specimen.

12.8 Adjust the total mass of the tup or the height of the tup, or both, to that amount expected to cause half the specimens to fail.

NOTE 5—If failures cannot be produced with the maximum available missile mass, the drop height can be increased. The test temperature could be reduced by (a) use of an ice-water mixture, or (b) by air-conditioned environment to provide one of the temperatures given in 3.3 of Test Methods D618. Conversely, if the unloaded tup causes failures when dropped 0.660 m, the drop height can be decreased. A moderate change in dart velocity will not usually affect the mean-failure energy appreciably. Refer to 5.1.

12.9 Release the tup. Be sure that it hits the center of the specimen. If the tup bounces, catch it to prevent multiple impact damage to the specimen's surface (see 8.1.2).

12.10 Remove the specimen and examine it to determine whether or not it has failed. Permanent deformation alone is not considered failure, but note the extent of such deformation (depth, area). For some polymers, for example, glass-reinforced polyester, incipient cracking is difficult to determine with the naked eye. Exposure of the stressed surface to a penetrating dye, such as gentian violet, confirms the onset of cracking. As a result of the wide range of failure types observed with different materials, the definition of failure defined in the material specification, or a definition agreed upon by supplier and user, shall take precedence over the definition stated in 3.2.1.

12.11 If the first specimen fails, remove one increment of mass from the tup while keeping the drop height constant, or decrease the drop height while keeping the mass constant (see 12.12). If the first specimen does not fail, add one increment of mass to the tup or increase the drop height one increment, as above. Then test the second specimen.

12.12 In this manner, select the impact height or mass for each test from the results observed with the specimen just previously tested. Test each specimen only once.

12.13 For best results, the mass or height increment used should be approximately equivalent to  $s$ , the estimated standard deviation of the test for that sample. An increment of 0.5 to 2 times  $s$  is satisfactory (see section 13.4).

NOTE 6—An increment of 10 % of the estimated mean-failure mass or mean-failure height has been found to be acceptable in most instances.

12.14 Keep a running plot of the data, as shown in Appendix X1. Use one symbol, such as  $X$ , to indicate a failure and a different symbol, such as  $O$ , to indicate a non-failure at each mass or height level.

12.15 For any specimen that gives a break behavior that appears to be an outlier, the conditions of that impact shall be

examined. The specimen shall be discarded only if a unique cause for the anomaly can be found, such as an internal flaw visible in the broken specimen. Note that break behavior can vary widely within a set of specimens. Data from specimens that show atypical behavior shall not be discarded simply on the basis of such behavior.

### 13. Calculation

13.1 *Mean-Failure Mass*—If a constant-height procedure was used, calculate the mean-failure mass from the test data obtained, as follows:

$$w = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N d_w \quad (1)$$

13.2 *Mean-Failure Height*—If a constant-mass procedure was used, calculate the mean-failure height from the test data obtained, as follows:

$$h = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N d_h \quad (2)$$

where:

$w$  = mean-failure mass, kg,  
 $h$  = mean-failure height, mm,  
 $d_w$  = increment of tup weight, kg,  
 $d_h$  = increment of tup height, mm,  
 $N$  = total number of failures or non-failures, whichever is smaller. For ease of notation, call whichever are used events,  
 $w_o$  = smallest mass at which an event occurred, kg  
 $h_o$  = lowest height at which an event occurred, mm (or in.),

$i$  =  $\sum_{i=1}^k n_i$   
 $i$  = 0, 1, 2...  $k$  (counting index, starts at  $h_o$  or  $w_o$ ),  
 $n_i$  = number of events that occurred at  $h_i$  or  $w_i$ ,  
 $w_i$  =  $w_o + i d_w$  and  
 $h_i$  =  $h_o + i d_h$ .

In calculating  $w$  or  $h$ , the negative sign is used when the events are failures. The positive sign is used when the events are non-failures. Refer to the example in Appendix X1.

13.3 *Mean-Failure Energy*—Compute the mean-failure energy as follows: MFE = hwf

where:

MFE = mean-failure energy, J,  
 $h$  = mean-failure height or constant height as applicable, mm  
 $w$  = mean-failure mass or constant mass as applicable, kg, and  
 $f$  = factor for conversion to joules.  
 Use  $f = 9.80665 \times 10^{-3}$  if  $h = \text{mm}$  and  $w = \text{kg}$ .

13.4 *Estimated Standard Deviation of the Sample*—If desired for record purposes, the estimated standard deviation of the sample for either variable mass or variable height can be calculated as follows:

$$s_w = 1.62 d_w \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \left(\frac{d_w}{w_i}\right)^2 - \frac{1}{N}} \quad (3)$$

$$s_h = 1.62 d_h \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \left(\frac{d_h}{h_i}\right)^2 - \frac{1}{N}} \quad (4)$$

where:

$s_w$  = estimated standard deviation, mass, kg  
 $s_h$  = estimated standard deviation, height, mm, and



$$B \leq C_{s_0} i n_k \quad (5)$$

The above calculation is valid for  $[B/N - (A/N)^2] > 0.3$ . If the value is  $< 0.3$ , use Table I from Ref (3).

13.5 *Estimated Standard Deviation of the Sample Mean*—Calculate the estimated standard deviation of the sample mean-failure height or weight as follows:

$$S_{\bar{w}} \leq G s_w / \sqrt{N} \quad (6)$$

or

$$S_{\bar{h}} \leq G s_h / \sqrt{N} \quad (7)$$

where:

$S_{\bar{h}}$  = estimated standard deviation of the mean height, mm,  
 $S_{\bar{w}}$  = estimated standard deviation of the mean mass, kg,  
 and  
 $G$  = factor that is a function of  $s/d$  (see Appendix X2).  
 A sample computation of  $S_{\bar{w}}$  is found in Appendix X1.

NOTE 7—For values of  $G$  at other levels of  $s/d$ , see Fig. 22 in Ref (4).

13.6 *Estimated Standard Deviation of the Mean-Failure Energy*—Calculate the estimated standard deviation of the mean-failure energy as follows:

$$S_{MFE} \leq S_{\bar{w}} w f \quad (8)$$

or

$$S_{MFE} \leq S_{\bar{h}} h f, \text{ as applicable} \quad (9)$$

where:

$S_{MFE}$  = estimated standard deviation of the mean-failure energy.

## 14. Report

14.1 Report the following information:

- 14.1.1 Complete identification of the sample tested, including type of material, source, manufacturer's code, form, principal dimensions, and previous history,
- 14.1.2 Method of preparation of specimens,
- 14.1.3 Whether surface of the specimen is smooth or textured, the level of and type of texture if known, and whether texture is on only one or both surfaces,
- 14.1.4 If the specimen is textured, report whether textured surface faces upward towards the dart or downward away from the dart,
- 14.1.5 Means of clamping, if any,
- 14.1.6 Statement of geometry (FA, FB, FC, FD, FE) and procedure used—constant mass or constant height,
- 14.1.7 Thickness of specimens tested (average and range),
- 14.1.8 Number of test specimens employed to determine the mean failure height or mass,
- 14.1.9 Mean-failure energy,
- 14.1.10 Types of failure, for example: (a) crack or cracks on one surface only (the plaque could still hold water), (b) cracks that penetrate the entire thickness (water would probably penetrate through the plaque), (c) brittle shatter (the plaque is in several pieces after impact), or (d) ductile failure (the plaque is penetrated by a blunt tear). Report other observed deformation due to impact, whether the specimens fail or not,

TABLE 3 Precision, Method FB

Material	Mean, J	Values Expressed as Percent of the Mean	
		$V_r$	$r$
Polymethyl Methacrylate (PMMA)	0.35	12.6	35.7
Styrene-Butadiene (SB) <sup>A</sup>	9.26	18.7	52.9
Acrylonitrile-Butadiene-Styrene (ABS) <sup>A</sup>	11.8	14.9	42.2

<sup>A</sup> Data generated in three laboratories.  
 $V_r$  = within-laboratory coefficient of variation of the mean.  
 $r = 2.83 V_r$ .

- 14.1.11 If atypical deformation for any specimen within a sample for that material is observed, note the assignable cause, if known,
- 14.1.12 Date of test and operator's identification,
- 14.1.13 Test temperature,
- 14.1.14 In no case shall results obtained with arbitrary geometries differing from those contained in these test methods be reported as values obtained by this test method (D5628), and
- 14.1.15 The test method number and published/revision date.

## 15. Precision and Bias

15.1 Tables 3 and 4 are based on a round robin<sup>5</sup> conducted in 1972 involving three materials tested by six laboratories. Data from only four laboratories were used in calculating the values in these tables. Each test result was the mean of multiple individual determinations (Bruceton Staircase Procedure). Each laboratory obtained one test result for a material.

NOTE 8—The number of laboratories participating in the 1972 round robin and the number of results collected do not meet the minimum requirements of Practice E691. Data in Tables 3 and 4 should be used only for guidance, and not as a referee when there is a dispute between users of this test method.

- 15.1.1 *Polymethylmethacrylate (PMMA)*—Specimens were cut from samples of 3.18-mm (0.125-in.) thickness extruded sheet.
- 15.1.2 *Styrene-Butadiene (SB)*—Specimens were cut from samples of 2.54-mm (0.100-in.) thickness extruded sheet.
- 15.1.3 *Acrylonitrile-Butadiene-Styrene (ABS)*—Specimens were cut from samples of 2.64-mm (0.104-in.) thickness extruded sheet. (**Warning**—The following explanations of  $r$  and  $R$  (15.2-15.2.3) are only intended to present a meaningful way of considering the approximate precision of this test method. The data in Tables 3 and 4 should not be rigorously applied to acceptance or rejection of material, as those data are specific to the round robin and not necessarily representative of other lots, conditions, materials, or laboratories. Users of this test method should apply the principles outlined in Practice E691 to generate data specific to their laboratory and materials, or between specific laboratories. The principles of 15.2-15.2.3 would then be valid for such data.)
- 15.2 *Concept of  $r$  and  $R$* —If  $V_r$  and  $V_R$  have been calculated from a large enough body of data, and for test results that were

<sup>5</sup> Supporting data are available from ASTM Headquarters. Request RR:D20-1030.

**TABLE 4 Precision, Method FC**

Material	Mean, J	of the Mean	
		$V_r$	$r$
Polymethyl Methacrylate (PMMA)	1.33	4.13	11.7
Styrene-Butadiene (SB)	48.3	18.3	51.8

$V_r$  = within-laboratory coefficient of variation of the mean.  
 $r = 2.83 V_r$ .

means from testing multiple individual specimens (Bruceton Staircase Procedure), the following applies:

15.2.1 *Repeatability, r*—In comparing two test results for the same material obtained by the same operator using the same equipment on the same day, the two test results should be judged not equivalent if they differ by more than the  $r$  value for that material.

15.2.2 *Reproducibility, R*—In comparing two test results for the same material obtained by different operators using differ-

ent equipment in different laboratories, reproducibility statistics were not calculated because data from only four and three laboratories do not justify making these calculations.

15.2.3 Any judgment in accordance with 15.2.1 would have an approximate 95 % (0.95) probability of being correct.

15.3 *Bias*—There are no recognized standards by which to estimate bias of this test method.

15.4 Efforts to form a task group to address between laboratory reproducibility of this test method has been unsuccessful. Persons interested in participating in such a task group should contact ASTM Headquarters.

**16. Keywords**

16.1 dart impact; falling-mass impact; impact; impact resistance; mean-failure energy; mean-failure height; mean-failure mass; rigid plastic; tup

**APPENDIX**

**(Nonmandatory Information) X1. SAMPLE CALCULATIONS**

X1.1 See below.

Total Dart Mass, kg	Outcome of Test (X = failure; O = non-failure)																				$n_x$	$n_o$	$i$	$n_i$	$in_1$	$i^2n_1$
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20						
9.00						X															1	0	2	1	2	4
8.00				O		X	X				X		X								4	1	1	4	4	4
7.00		X		O			O	X		O		O		X		X		O		4	5	0	4	0	0	
6.00	O		O							O						O				0	5					
											Totals		9	11		9	6	8								
													( $N_x$ )	( $N_o$ )		( $N$ )	( $A$ )	( $B$ )								

$w_o = 7.00; N = N_x = 9; d = 1.00$   
 $w = w_o + d(A/N - 0.5)$   
 $= 7.00 + 1.00 (6/9 - 0.5)$   
 $= 7.17 \text{ kg}$   
 $s = 1.620 \sqrt{((NB - A^2)/9^2) + 0.029}$   
 $= 1.620 \sqrt{(1.00)((9.8 - 6^2)/9^2) + 0.029}$   
 $= 0.77 \text{ kg}$   
 $s/d = 0.77/1.00 = 0.77; G = 1.035 \text{ (from Table X1.1)}$   
 $s_w = Gs/\sqrt{N} = 1.035 (0.77)/\sqrt{9} = 0.27 \text{ kg}$

TABLE X1.1 Values of G for Obtaining the Estimated Standard Deviation of the Mean

s/d	0.00	0.01	0.02	0.03	0.04	0.05	0.06	0.07	0.08	0.09
0.40						1.18	1.175	1.17	1.16	1.155
0.50	1.15	1.145	1.14	1.135	1.13	1.125	1.12	1.11	1.105	1.10
0.60	1.095	1.09	1.085	1.08	1.075	1.07	1.07	1.065	1.06	1.06
0.70	1.055	1.055	1.05	1.05	1.045	1.04	1.04	1.035	1.035	1.03
0.80	1.03	1.025	1.025	1.02	1.02	1.02	1.015	1.015	1.015	1.01
0.90	1.01	1.01	1.005	1.005	1.005	1.00	1.00	1.00	0.995	0.995
1.00	0.995	0.99	0.99	0.99	0.985	0.985	0.985	0.985	0.98	0.98
1.10	0.98	0.98	0.98	0.975	0.975	0.975	0.975	0.975	0.975	0.97
1.20	0.97	0.97	0.97	0.97	0.97	0.97	0.965	0.965	0.965	0.965
1.30	0.965	0.965	0.965	0.965	0.96	0.96	0.96	0.96	0.96	0.96
1.40	0.96	0.96	0.96	0.955	0.955	0.955	0.955	0.955	0.955	0.955
1.50	0.955	0.955	0.955	0.95	0.95	0.95	0.95	0.95	0.95	0.95
1.60	0.95	0.95	0.95	0.95	0.945	0.945	0.945	0.945	0.945	0.945
1.70	0.945	0.945	0.945	0.945	0.945	0.945	0.94	0.94	0.94	0.94
1.80	0.94	0.94	0.94	0.94	0.94	0.94	0.94	0.94	0.94	0.935
1.90	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935	0.935
2.00	0.935	0.935	0.935	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93	0.93

REFERENCES

(1) Brownlee, K. A., Hodgest, J. L., Jr., and Rosenblatt, Murray, "The Up-and-Down Method with Small Samples," *American Statistical Association Journal*, Vol 48, 1953, pp. 262-277.

(2) Hagan, R. S., Schmitz, J. V., and Davis, D. A., "Impact Testing of High Impact Thermoplastic Sheet," *Technical Papers, 17th Annual Technical Conference of SPE, SPPPB*, Vol VIII, January 1961.

(3) "Test Method A—Falling Dart Impact, Proposed Method of Test for Impact Resistance of Fabricated Plastics Parts," *Proposed Test Methods for Plastics Parts Used in Appliances*, the Society of the Plastics Industry, New York, NY, January 1965.

(4) Weaver, O. R., "Using Attributes to Measure a Continuous Variable in Impact Testing Plastic Bottles," *Materials Research and Standards, MR & S*, Vol 6, No. 6, June 1966, pp. 285-291.

(5) Natrella, M. G., *Experimental Statistics*, National Bureau of Standards Handbook 91, October 1966, pp. 10-22 and 10-23.

## Anexo 7: Informe Técnico Ensayo de Impacto



ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL  
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MECÁNICA



LABORATORIO DE ANÁLISIS  
DE ESFUERZOS Y VIBRACIONES

# INFORME TÉCNICO

LAEV – MAR.38

Quito, 01 de abril de 2014

TRABAJO SOLICITADO POR: Sr. Ludwin Nuñez

ORDEN DE TRABAJO N° 0001744

Los resultados contenidos en el presente informe corresponden a ensayos realizados en muestras de materiales compuestos para el desarrollo del proyecto de tesis: "ESTUDIO DE POLÍMEROS HÍBRIDOS ESTRATIFICADOS DE MATRIZ EPÓXICA REFORZADA CON TEJIDO MIXTO ELABORADO CON FIBRAS DE CARBONO Y KELVAR Y SU INCIDENCIA EN LAS PROPIEDADES MECÁNICAS DE PARTES EXTERNAS DE AUTOS". Las muestras fueron entregadas en el Laboratorio de Análisis de Esfuerzos y Vibraciones de la Escuela Politécnica Nacional.

## RESULTADOS

1. **MUESTRA:** Siete (7) probetas de material compuesto de 2,5 mm de espesor para ensayo de impacto según norma ASTM D 5628.
2. **ENSAYO DE IMPACTO SEGÚN NORMA ASTM D 5628**

Peso del impactador: 499,8 g

Altura de caída mm	Energía de impacto J	Observación
1220	5,98	Falla
1160	5,69	Falla
600	2,94	Falla
490	2,40	Falla
477	2,34	Falla



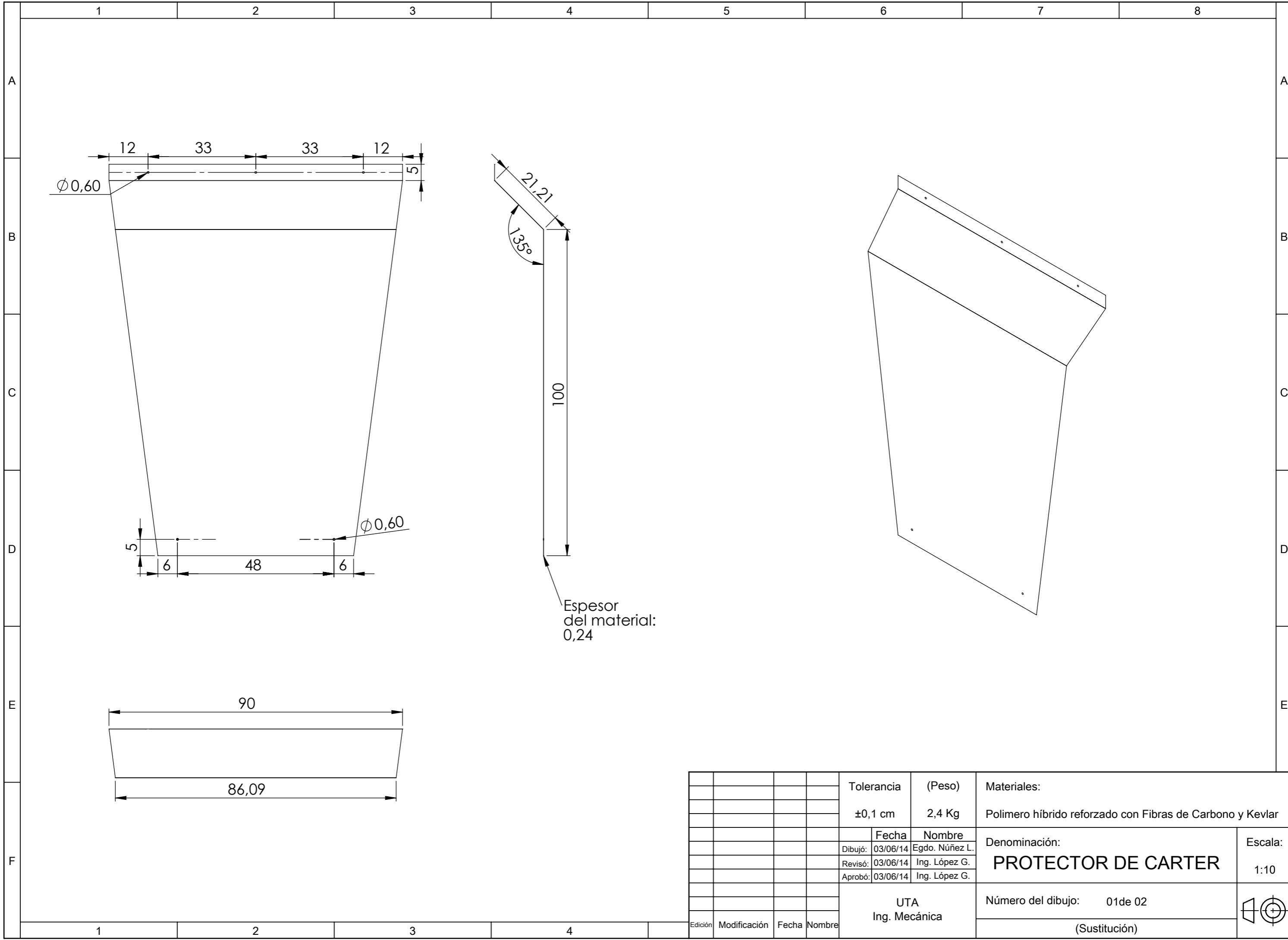
LAEV-EPN  
Orden N°: 0001744



471	2,31	Falla
470	2,30	No falla
443	2,17	No falla
417	2,04	No falla
373	1,83	No falla
334	1,64	No falla

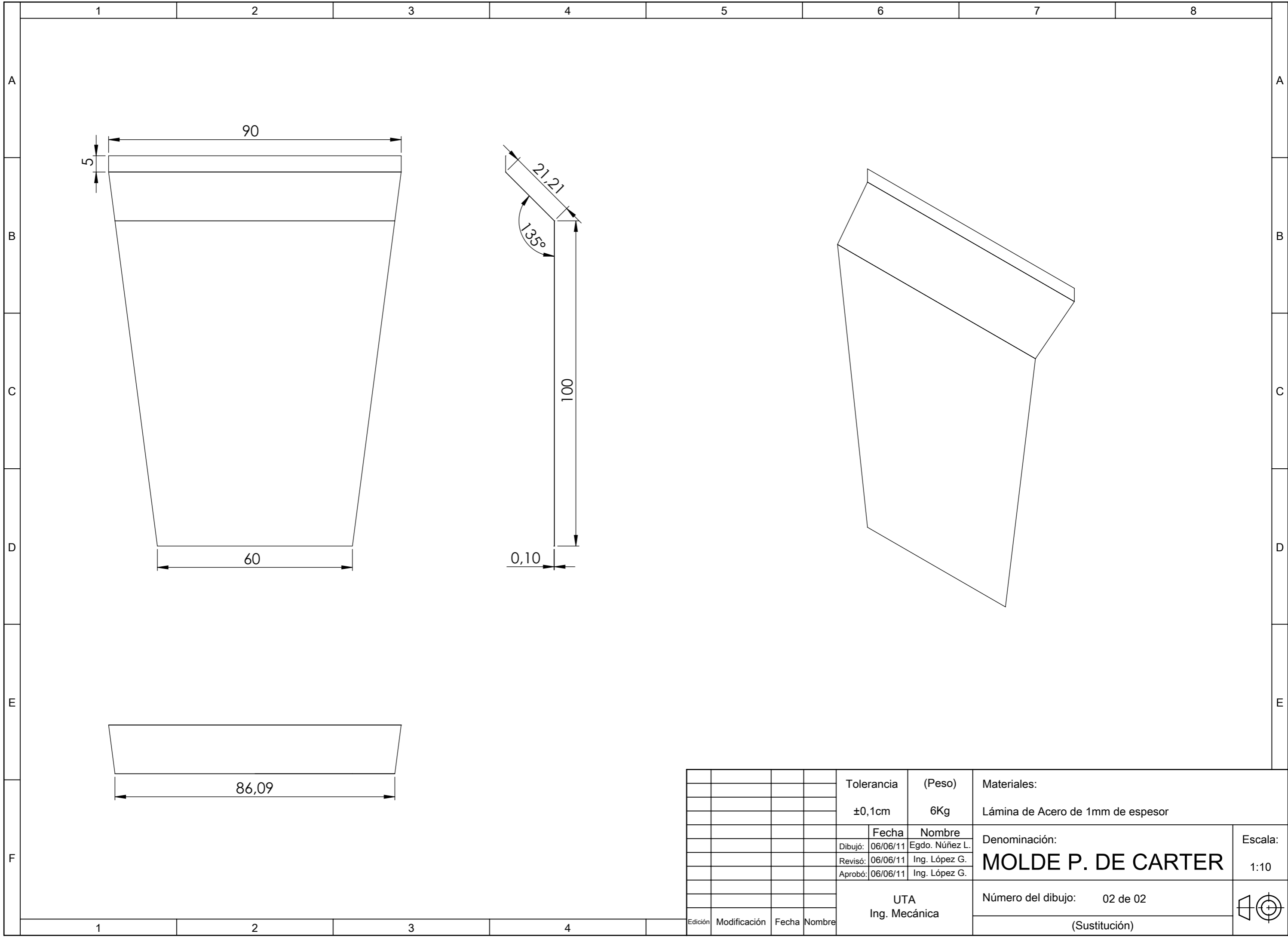


Víctor Hugo Guerrero, Ph.D.  
Jefe del Laboratorio de  
ANÁLISIS DE ESFUERZOS Y VIBRACIONES



Espesor del material: 0,24

				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				$\pm 0,1$ cm	2,4 Kg	Polimero híbrido reforzado con Fibras de Carbono y Kevlar	
					Fecha	Nombre	Denominación: <b>PROTECTOR DE CARTER</b>
				Dibujó:	03/06/14	Egdo. Núñez L.	
				Revisó:	03/06/14	Ing. López G.	
				Aprobó:	03/06/14	Ing. López G.	Escala: 1:10
				UTA Ing. Mecánica		Número del dibujo: 01de 02	
						(Sustitución)	
Edición	Modificación	Fecha	Nombre				



				Tolerancia	(Peso)	Materiales:	
				±0,1cm	6Kg	Lámina de Acero de 1mm de espesor	
					Fecha	Nombre	Denominación: <b>MOLDE P. DE CARTER</b>
				Dibujó:	06/06/11	Egdo. Núñez L.	
				Revisó:	06/06/11	Ing. López G.	
				Aprobó:	06/06/11	Ing. López G.	Número del dibujo: 02 de 02
					UTA		(Sustitución)
					Ing. Mecánica		
Edición	Modificación	Fecha	Nombre				Escala: 1:10

