



**ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DE  
CHIMBORAZO**

**FACULTAD DE MECÁNICA  
ESCUELA DE INGENIERÍA AUTOMOTRIZ**

**“APLICACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS PARA  
LA FORMACIÓN DE GUARDABARROS Y TAPAS  
LATERALES DE UNA MOTO DE 125CC, 4 TIEMPOS”**

**TIXE SUBINA JOFFRE MARCELO  
VISTÍN BASTIDAS JHONATAN DAVID**

**TESIS DE GRADO**

Previa a la obtención del Título de:

**INGENIERO AUTOMOTRIZ**

**RIOBAMBA – ECUADOR**

**2015**

# ESPOCH

Facultad de Mecánica

---

## CERTIFICADO DE APROBACIÓN DE TESIS

---

2014-07-28

Yo recomiendo que la Tesis preparada por:

**JOFFRE MARCELO TIXE SUBINA**

---

Titulada:

**“APLICACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS PARA LA FORMACIÓN DE  
GUARDABARROS Y TAPAS LATERALES DE UNA MOTO DE 125CC, 4 TIEMPOS”**

Sea aceptada como parcial complementación de los requerimientos para el Título de:

**INGENIERO AUTOMOTRIZ**

---

Ing. Marco Santillán Gallegos  
DECANO DE LA FAC. DE MECÁNICA

Nosotros coincidimos con esta recomendación:

---

Ing. César Morales V.  
DIRECTOR DE TESIS

---

Ing. Julio Carrasco S.  
ASESOR DE TESIS

**ESPOCH**

Facultad de Mecánica

---

**CERTIFICADO DE APROBACIÓN DE TESIS**

---

2014-07-28

Yo recomiendo que la Tesis preparada por:

**JHONATAN DAVID VISTÍN BASTIDAS**

---

Titulada:

**“APLICACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS PARA LA FORMACIÓN DE  
GUARDABARROS Y TAPAS LATERALES DE UNA MOTO DE 125CC, 4 TIEMPOS”**

Sea aceptada como parcial complementación de los requerimientos para el Título de:

**INGENIERO AUTOMOTRIZ**

---

Ing. Marco Santillán Gallegos  
DECANO DE LA FAC. DE MECÁNICA

Nosotros coincidimos con esta recomendación:

---

Ing. César Morales V.  
DIRECTOR DE TESIS

---

Ing. Julio Carrasco S.  
ASESOR DE TESIS

# ESPOCH

Facultad de Mecánica

---

## CERTIFICADO DE EXAMINACIÓN DE TESIS

---

**NOMBRE DEL ESTUDIANTE:** JOFFRE MARCELO TIXE SUBINA

**TÍTULO DE LA TESIS:** “APLICACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS PARA LA FORMACIÓN DE GUARDABARROS Y TAPAS LATERALES DE UNA MOTO DE 125CC, 4 TIEMPOS”

**Fecha de Examinación:** 2015-06-24

### RESULTADO DE LA EXAMINACIÓN:

COMITÉ DE EXAMINACIÓN	APRUEBA	NO APRUEBA	FIRMA
Ing. Marco Santillán G. PRESIDENTE TRIB. DEFENSA			
Ing. César Morales V. DIRECTOR DE TESIS			
Ing. Julio Carrasco S. ASESOR			

\* Más que un voto de no aprobación es razón suficiente para la falla total.

**RECOMENDACIONES:** \_\_\_\_\_

---

El Presidente del Tribunal certifica que las condiciones de la defensa se han cumplido.

---

Ing. Marco Santillán G.  
PRESIDENTE DEL TRIBUNAL

# ESPOCH

Facultad de Mecánica

---

## CERTIFICADO DE EXAMINACIÓN DE TESIS

---

**NOMBRE DEL ESTUDIANTE:** JHONATAN DAVID VISTÍN BASTIDAS

**TÍTULO DE LA TESIS:** “APLICACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS PARA LA FORMACIÓN DE GUARDABARROS Y TAPAS LATERALES DE UNA MOTO DE 125CC, 4 TIEMPOS”

**Fecha de Examinación:** 2015-06-24

### RESULTADO DE LA EXAMINACIÓN:

COMITÉ DE EXAMINACIÓN	APRUEBA	NO APRUEBA	FIRMA
Ing. Marco Santillán G. (PRESIDENTE TRIB. DEFENSA)			
Ing. César Morales V. (DIRECTOR DE TESIS)			
Ing. Julio Carrasco S. (ASESOR)			

\* Más que un voto de no aprobación es razón suficiente para la falla total.

**RECOMENDACIONES:** \_\_\_\_\_

---

El Presidente del Tribunal certifica que las condiciones de la defensa se han cumplido.

---

Ing. Marco Santillán G.  
PRESIDENTE DEL TRIBUNAL

## **DERECHOS DE AUTORÍA**

El trabajo de grado que presentamos, es original y basado en el proceso de investigación y/o adaptación tecnológica establecido en la Facultad de Mecánica de la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo. En tal virtud, los fundamentos teórico-científicos y los resultados son de exclusiva responsabilidad de los autores. El patrimonio intelectual le pertenece a la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo.

---

Joffre Marcelo Tixe Subina

---

Jhonatan David Vistín Bastidas

## **DEDICATORIA**

Este gran logro académico se lo dedico con todo cariño y amor a todas las personas que hicieron lo posible para cumplir esta meta, especialmente a mis padres por creer en mí y quienes han sido los principales promotores en mi desarrollo personal y profesional; por estar a mi lado en todo momento y aconsejarme para andar por un buen camino; siempre estarán en mi corazón mis padres Laura y Luis. Así también a mi hermano Henry con quien crecí y me ha enseñado muchas cosas, estando presente en malos y buenos momentos; definitivamente una gran persona y un ejemplo a seguir, gracias por todo.

**Joffre Tixe Subina**

Este trabajo le dedico con mucho amor y agradecimiento a Dios por haber permitido llegar a culminar el mismo con satisfacción y por la oportunidad de vida brindada, a mi familia especialmente, a mis padres, Luis e Inés, por ser el pilar principal de mi formación, por los consejos el apoyo brindado, sacrificio que realizaron para poder culminar esta etapa de mi vida con éxito; a mis hermanas Juliana que ha sido el eje principal, siendo como una madre que siempre estuvo pendiente de mi apoyándome aconsejando, a Johana por el apoyo incondicional brindado; gran parte del logro que estoy obteniendo culminando este trabajo se las debo a ustedes ya que nunca me dejaron solo a pesar buenos y malos momentos gracias hermanas eternamente agradecido; al pequeño Jophielo por alegrarme con tus ocurrencias; a mis abuelos Carlos, Filiberto que desde el cielo me cuidan gracias por todo de corazón gracias.

**Jhonatan Vistín Bastidas**

## **AGRADECIMIENTO**

Agradezco primeramente a Dios por darme sus bendiciones todos los días para seguir en este largo camino y no decaer y así cumplir mis metas. Agradezco a mis padres por el apoyo tanto económico y moral sin ellos nada de esto hubiera sido posible.

A la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo por formarme como persona y profesional, así también a los docentes quienes con mucha paciencia impartieron sus conocimientos útiles.

Y por último a todos mis amigos y personas que colaboraron de una u otra manera para que sea posible la culminación de esta etapa de mi vida.

**Joffre Tixe Subina**

Eternamente agradecido con la Escuela Superior Politécnica del Chimborazo, a la Escuela de Ingeniería Automotriz que en sus aulas adquirimos grandes conocimientos para ser buenos profesionales de aporte a la sociedad.

A los docentes quienes brindaron sus conocimientos en la etapa de formación para lograr consolidarnos profesionalmente, al director y tutor del tema de investigación realizado por sus consejos, enseñanzas y por la ayuda brindada.

A los compañeros de carrera que luchamos paso a paso para llegar hasta el final culminando con satisfacción y éxito esta hermosa etapa, eternamente agradecido.

**Jhonatan Vistín Bastidas**

## CONTENIDO

	<b>Pág.</b>
<b>1. INTRODUCCIÓN</b> .....	1
1.1 Generalidades .....	1
1.2 Antecedentes.....	1
1.3 Justificación .....	2
1.4 Objetivos.....	3
1.4.1 <i>Objetivo general</i> .....	3
1.4.2 <i>Objetivos específicos</i> .....	3
<b>2. MARCO TEÓRICO</b> .....	5
2.1 Análisis de la locomoción en un vehículo de dos ruedas .....	5
2.2 La motocicleta y sus partes.....	5
2.2.1 <i>Guardabarros y tapas laterales</i> .....	6
2.3 Motocicleta a nivel mundial .....	7
2.3.1 <i>Motocicleta urbana</i> .....	7
2.4 Materiales compuestos .....	9
2.4.1 <i>Clasificación de los materiales compuestos</i> .....	10
2.4.1.1 <i>Compuestos reforzados con fibras</i> .....	10
2.4.2 <i>Aplicación de los materiales compuestos en base a las distintas industrias</i> .....	11
2.4.2.1 <i>Materiales compuestos en la industria Automotriz</i> .....	11
2.5 Composición del material compuesto.....	12
2.6 Matriz.....	13
2.6.1 <i>Propiedades de las matrices</i> .....	15
2.6.2 Tipos de matriz .....	15
2.6.2.1 <i>Matrices poliméricas</i> .....	15
2.6.2.2 <i>Matrices termoestables</i> .....	16
2.7 Refuerzo.....	16
2.7.1 <i>Tipos de refuerzo</i> .....	17
2.7.1.1 <i>Refuerza por fibras</i> .....	17
2.7.2 <i>Cantidad y orientación de la fibra (refuerzo)</i> .....	18
2.7.3 <i>Regla de mezclas en los compuestos reforzados por fibras</i> .....	19
2.7.4 <i>Propiedades mecánicas de las fibras naturales</i> .....	20
2.7.5 <i>Fibras naturales en Ecuador</i> .....	21
2.7.5.1 <i>Fique</i> .....	21
2.8 Interfaz.....	24
2.9 Resinas.....	24
2.9.1 <i>Resinas poliéster</i> .....	25
2.9.2 <i>Curado de la resina poliéster</i> .....	25
2.10 Hipótesis .....	26
2.11 Determinación de las variables .....	26
2.11.1 <i>Variable independiente</i> .....	27
2.11.2 <i>Variable dependiente</i> .....	27
2.11.3 <i>Relación entre variables</i> .....	27

<b>3.</b>	<b>MARCO METODOLÓGICO Y ANÁLISIS DE RESULTADOS</b> .....	28
3.1	Modo de investigación.....	28
3.1.1	<i>Investigativo bibliográfico</i> .....	28
3.1.2	<i>Investigativo experimental</i> .....	28
3.1.3	<i>Investigativo descriptivo</i> .....	28
3.1.4	<i>Investigativo aplicada</i> .....	28
3.2	Población y muestra.....	28
3.2.1	<i>Población</i> .....	28
3.2.2	<i>Muestra</i> .....	29
3.3	Recolección de datos.....	29
3.3.1	<i>Documental</i> .....	29
3.3.2	<i>Visual</i> .....	29
3.4	Procesamiento y análisis de datos.....	29
3.4.1	<i>Procesamiento de datos</i> .....	29
3.4.2	<i>Análisis de resultados</i> .....	29
3.5	Dimensionamiento y construcción del molde para la elaboración de probetas tracción, flexión e impacto.....	29
3.6	Proceso de construcción de probetas tracción, flexión e impacto bajo norma.....	31
3.6.1	<i>Equipos y materiales a utilizar</i> .....	32
3.6.1.1	<i>Equipos</i> .....	32
3.6.1.2	<i>Materiales</i> .....	34
3.6.2	<i>Metodología para la obtención de fibra de cabuya</i> .....	35
3.7	Procesos de fabricación del material compuesto.....	36
3.7.1	<i>Estratificación manual</i> .....	36
3.7.2	<i>Selección de la fracción volumétrica de la fibra natural</i> .....	36
3.7.3	<i>Tiempos de curado de las probetas</i> .....	39
3.7.4	<i>Elaboración de probetas de tracción flexión e impacto</i> .....	39
3.8	Caracterización del nuevo material a utilizar.....	43
3.8.1	<i>Ensayos destructivos</i> .....	43
3.8.1.1	<i>Tracción</i> .....	43
3.8.1.2	<i>Flexión</i> .....	54
3.8.1.3	<i>Impacto</i> .....	58
3.9	Características mecánicas del material real de la tapa lateral (resina poliéster).....	61
3.10	Prueba de la hipótesis de investigación.....	65
3.10.1	<i>Planteamiento de la hipótesis</i> .....	65
<b>4.</b>	<b>MODELACIÓN Y ANÁLISIS EN SOLIWORKS SIMULATION PARA LA CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO CON MATERIAL COMPUESTO</b> .....	68
4.1	Modelado y análisis de los elementos en Solidworks.....	68
4.1.1	<i>Modelado de elementos en Solidworks</i> .....	68
4.1.2	<i>Análisis de los elementos en Solidworks Simulation</i> .....	69
4.2	Otras consideraciones para el cambio del material.....	74
4.2.1	<i>Disponibilidad del material</i> .....	74
4.2.2	<i>Durabilidad del material</i> .....	75
4.2.3	<i>Tiempo de fabricación</i> .....	75
4.2.4	<i>Reducción de peso</i> .....	75
4.2.5	<i>Costo de fabricación</i> .....	75

4.2.6	<i>Absorción de impactos sin deformarse</i> .....	75
4.2.7	<i>Resistencia a la corrosión</i> .....	75
4.2.8	<i>Combinación con otros materiales</i> .....	75
4.2.9	<i>Posibilidad de conformación</i> .....	75
4.3	Obtención del prototipo .....	76
4.3.1	<i>Construcción del prototipo</i> .....	76
<b>5.</b>	<b>ANÁLISIS DE COSTOS</b> .....	<b>80</b>
5.1	Costos directos.....	80
5.2	Costos indirectos.....	81
5.3	Costos totales .....	82
<b>6.</b>	<b>CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES</b> .....	<b>83</b>
6.1	Conclusiones.....	83
6.2	Recomendaciones .....	84

## **BIBLIOGRAFÍA**

## **ANEXOS**

## **PLANOS**

## LISTA DE TABLAS

	<b>Pág.</b>
1	8
2	10
3	12
4	16
5	20
6	21
7	22
8	22
9	23
10	35
11	39
12	40
13	41
14	42
15	62
16	62
17	62
18	63
19	66
20	67
21	73
22	80
23	81
24	81
25	82

## LISTA DE FICHAS TÉCNICAS

	<b>Pág.</b>
1 Análisis de probetas a tracción con refuerzo de cabuya fibra larga (40, 30,25) %..	45
2 Análisis de probetas a tracción con refuerzo de cabuya tejida (35, 30,25) % .....	49
3 Análisis de probetas a flexión con refuerzo de fibra y tejido de cabuya respectivamente (30 y 35) % .....	55
4 Análisis de probetas a impacto con refuerzo de cabuya (30, 35 y 40) % .....	59

## LISTA DE FIGURAS

	<b>Pág.</b>
1	Motocicleta de cuatro tiempos 125 cc ..... 5
2	Partes principales de la motocicleta..... 6
3	Guardabarros y tapas laterales ..... 6
4	Motocicleta urbana ..... 7
5	Evolución de materiales compuestos ..... 9
6	Aplicaciones más comunes de los materiales compuestos ..... 11
7	Partes básicas de un material compuesto..... 13
8	Componentes de los materiales compuestos..... 13
9	Carga compresivas en la matriz ..... 14
10	Carga a tracción ..... 14
11	Clasificación de los refuerzos por fibras..... 17
12	Clasificación de las fibras ..... 18
13	Representaciones esquemáticas de compuestos reforzados con fibras: a) continuas y alineadas, b) discontinuas y alineadas y c) orientadas al azar ..... 19
14	Planta de fique ..... 21
15	Curva de curado de la resina..... 26
16	Molde de vidrio laminar ..... 30
17	Molde para probetas de ensayo..... 32
18	Máquina universal de ensayos ..... 32
19	Péndulo de charpy..... 33
20	Deformímetro..... 33
21	Calibrador pie de rey..... 33
22	Resina poliéster..... 34
23	Composición de la matriz polimérica ..... 34
24	Cera desmoldante..... 35
25	Volumen de la matriz compuesta con refuerzo de cabuya ..... 37
26	Masa de la matriz compuesta con refuerzo de cabuya..... 37
27	Fracción volumétrica de la fibra natural. .... 38
28	Dimensiones de la probeta de tracción ..... 40
29	Probetas de tracción a ensayar construidas..... 41
30	Dimensiones de la probeta de flexión..... 41
31	Probetas de flexión a ensayar construidas ..... 42
32	Dimensiones de la probeta de impacto ..... 42
33	Probetas de impacto a ensayar construidas..... 43
34	Esfuerzo máximo a la tracción de las tres configuraciones de fibra larga..... 48
35	Elasticidad máximo a tracción de las tres configuraciones de F.C.L ..... 48
36	Esfuerzo máximo a la tracción de las tres configuraciones de tejido de cabuya ..... 52
37	Módulo de elasticidad máximo a la tracción de las tres configuraciones de tejido de cabuya ..... 53
38	Comparación de resultados de esfuerzo máximo de ensayos a flexión de las tres configuraciones..... 57
39	Comparación de resultados de módulo de flexión para ensayos a flexión de las tres configuraciones ..... 58

40	Comparación de resultados de resistencia máxima al impacto para las tres configuraciones.....	61
41	Resultados del esfuerzo máximo a tracción.....	63
42	Resultados del módulo elástico a tracción.....	63
43	Resultados del esfuerzo máximo a flexión.....	64
44	Resultados del módulo elástico a flexión.....	64
45	Resultados de resistencia máxima al impacto.....	64
46	Guardabarro trasero y delantero.....	69
47	Tapa lateral derecha e izquierda.....	69
48	Análisis estático de tensiones guardabarro delantero con F.C.L 30%.....	69
49	Análisis desplazamiento resultante guardabarro delantero con F.C.L 30%.....	70
50	Análisis del factor de seguridad guardabarro delantero con F.C.L 30%.....	70
51	Análisis estático de tensiones guardabarro posterior con F.C.L 30%.....	71
52	Análisis desplazamiento resultante guardabarro posterior con F.C.L 30%.....	71
53	Análisis del factor de seguridad guardabarro posterior con F.C.L 30%.....	72
54	Análisis estático de tensiones tapa lateral con F.C.L 30%.....	72
55	Análisis estático de desplazamientos en la tapa lateral con F.C.L 30%.....	73
56	Análisis del factor de seguridad de la tapa lateral con F.C.L 30%.....	73
57	Tapa lateral con cera desmoldante.....	76
58	Molde de fibra de vidrio.....	77
59	Fibra de cabuya cortada.....	77
60	Gel coat para moldes.....	78
61	Desmolde del prototipo.....	78
62	Acabado superficial de la tapa lateral.....	78
63	Tapas laterales terminadas.....	79

## SIMBOLOGÍA

$\sigma_{max}$	Esfuerzo máximo
F	Carga máxima
A	Área de sección transversal
$\epsilon$	Elongación
L	Longitud
E	Módulo de elasticidad
B	Ancho de probeta
H	Espesor de probeta
$E_f$	Módulo de flexión
$\sigma$	Deflexión de la probeta
L	Longitud entre apoyos
$H_0$	Hipótesis nula
$H_i$	Hipótesis de investigación
$t_c$	T – student calculado
$\bar{x}$	Medias
N	Numero de muestras
$S^2$	Varianza

## LISTA DE ABREVIACIONES

MIPRO	Ministerio de Industrias y Productividad
MAGAP	Ministerio de Agricultura, Ganadería, Acuacultura y Pesca
AEEMAE	Asociación de Empresas Ensambladoras de Motocicletas del Ecuador
ASTM	Sociedad Estadounidense para pruebas y materiales
CAD	Dibujo asistido por computadora
F.C.L	Fibra de cabuya larga
T.C.N	Tejido de cabuya normal
P.L.A	Pelo largo de animal
ANOVA	Análisis de varianza
MECK	Peróxido de metil etil cetona

## LISTA DE ANEXOS

- A Norma ASTM – D 3039 (Tracción)
- B Norma ASTM – D 7264 (Flexión)
- C Norma ASTM – D 6110 (Impacto)

## LISTA DE PLANOS

A	Molde y probeta a tracción
B	Molde y probeta a flexión
C	Molde y probeta a impacto
D	Molde y tapa lateral derecha
E	Molde y tapa lateral izquierda
F	Molde y guardabarro delantero
G	Molde y guardabarro trasero

## RESUMEN

El trabajo de tesis se base en la caracterización mecánica de materiales compuestos de resina poliéster con refuerzo de fibra natural de cabuya, con configuraciones de fibra larga - tejido normal y fracciones volumétricas de 25, 30 y 40 cc/cc; realizando ensayos de tracción, flexión e impacto según las normativas ASTM para materiales poliméricos, determinando la mejor configuración alternativa de aplicación para la construcción de guardabarros y tapas laterales de la motocicleta 125 cc, 4 tiempos tipo urbana. Realizados los ensayos se tabularon los datos y resultados obtenidos en laboratorio de resistencia de materiales en la máquina universal Tinius Olsen para ensayos de tracción y flexión; para ensayos de impacto el péndulo de Charpy. Se analizó las propiedades mecánicas llegando a determinar que el compuesto que presenta mejores características mecánicas es la configuración de Fibra de Cabuya Larga (F.C.L.) de 30 cc/cc de fibra frente a la matriz con un  $\sigma_{max}$  de 54.25 MPa y un  $E$  de 4157 MPa, obteniendo un material prometedor para sustituir guardabarros y tapas laterales conformados por acero o plástico que se distribuyen en el mercado. El modelado de los elementos y moldes se realizó en Solidworks, en el que se realiza un análisis estático aplicando una carga de 5000 N, esta carga representa un factor de seguridad  $> 1$  concordando con el  $F_y$  de la probeta. A partir de este estudio se procede a la construcción de un prototipo de tapa lateral mediante estratificación manual como elemento de mejor característica mecánica y de fabricación que muestra la posibilidad de industrializar en baja escala estos componentes de piezas y partes como aporte a la desagregación tecnológica de la motocicleta, con tecnología sencilla accesible en el Ecuador.

## ABSTRACT

This thesis is based on the mechanical characterization of the composed polyester resin materials with a reinforcement of cabuya natural fibers, with configurations of long fiber normal tissue, and volumetric fractions 25, 30, and 40 cc/cc; performing traction tests, fracture and impact according to American Society for Testing and Materials (ASTM) regulations for polymeric materials, determining the best alternative configuration for the fenders construction and motorcycle side covers 125 cc, 4 times urban type. After tests data was tabulated, it was obtained from materials resistance from laboratory in the universal machine Tinius Olsen for traction tests, for the impact tests of Charpy pendulum, it was analyzed the mechanical properties determining the compound that has best features is was analyzed the mechanical properties determining the compound that has best features is the configuration of long cabuya fiber (L.C.F) of 30 cc/cc fiber to the matrix with  $\sigma_{max}$  of 54.25 MPa and an  $E$  (Modulus of elasticity) 4157 MPa, obtaining a promising material to replace the fenders and side covers composed by steel or plastic which are distributed at market. Modeling elements and molds were made in Solidworks, in which a static analysis was performed with a load of 5000 N, this load represents a safety factor  $> 1$  fitting with  $F_y$  from the test piece. From this study, it was proceed the creation of a cover side prototype through manual stratification as an element of mechanical best feature and manufacturing, showing the possibility to industrialize in lo scale these components as a contribution to technological disaggregation of the motorcycle whit, simple technology accessible in Ecuador

## **CAPÍTULO I**

### **1. INTRODUCCIÓN.**

#### **1.1 Generalidades**

A lo largo de la historia los materiales compuestos se han desarrollado como material principal para distintas industrias como sustento de grandes obras y tecnologías, como en aplicaciones civiles, aeroespaciales, marítimos, medicina y en los últimos años ha tomado un lugar preferente en la industria automotriz con lo cual en la actualidad existe una gran variedad partes y autopartes para la construcción de las mismas; para así disminuir costos y peso de los vehículos y con mejores características mecánicas.

En los últimos años los composites tanto plásticos y cerámicos han sido los que han dominado el mercado por lo que la producción y utilización de los composites se encuentra creciendo continuamente. El material compuesto no fue creado por el hombre en la misma naturaleza ya existía estaba presente en la madera (celulosa- lignina), sin embargo el concepto de material compuesto ha sido manejado por el ser humano desde las primeras sociedades

#### **1.2 Antecedentes**

La ingeniería automotriz hoy en día se encuentra relacionada en cada uno de los avances científicos y tecnológicos aplicados en la investigación para la creación de piezas y partes automotrices con mejores propiedades físicas y mecánicas, basada en la desagregación tecnológica del producto y contribuyendo al mejoramiento de la Matriz Productiva del país.

En la actualidad las industrias carroceras han ido creciendo en el país, sacando nuevos productos con materiales compuestos y entre ellos se encuentra las fibras naturales con el fin de mejorar las características del material y ayudar al medio ambiente. Actualmente la aplicación de materiales compuestos en el parque automotor es muy amplia.

Se emplea como material de aporte fibras naturales entre los existentes en el país hay una gran diversidad como son la cabuya, el coco, el yute entre otros; los cuales se aplica en accesorios y partes de vehículos de cuatro y dos ruedas como el auto alemán Trabant, Volkswagen, Audi, BMW, Ford, Opel, Mercedes-Benz (MOHANTY, A; MISRA, M; DRZAL, L, 2009).

Con el objeto de permitir la apertura de varios procesos de selección conexos con su ejecución, buscando la participación de la industria y el trabajo nacional contribuyendo con el cambio de la Matriz Productiva con el propósito de sustituir importaciones, ahorro de divisas y lo más importante generar empleo en el país.

Con este aporte la Escuela de Ingeniería Automotriz obtendrá criterios tecnológicos sobre la aplicación de materiales compuestos en diferentes partes y autopartes automotrices y aplicados para la desagregación tecnológica de guardabarros y tapas laterales de la motocicleta 125 cc.

### **1.3 Justificación**

Las autopartes y accesorios automotrices actualmente están compuestos por materiales que ayudan a mejorar sus características tanto como su resistencia, peso y durabilidad, con la utilización de fibra naturales existentes en el Ecuador y así se contribuye a disminuir la contaminación ambiental (MOHANTY, A; MISRA, M; DRZAL, L, 2009).

El presente proyecto busca dotar conocimientos de investigación a la Escuela de Ingeniería Automotriz sobre la aplicación de materiales compuestos en piezas y partes automotrices y en caso de la desagregación tecnológica en guardabarros y tapas laterales, basados en transferencia tecnológica; así maximizar la participación propia en la ejecución de proyectos de inversión por medio del incremento del componente tecnológico nacional en la producción de estas partes, de esta forma los estudiantes adquieren conocimientos sobre estos materiales, y a futuro realizar la construcción de partes automotrices.

En la actualidad el crecimiento de industrias carroceras y sobre todo de vehículos de dos ruedas es cada vez mayor (MIPRO, 2015), por lo que se ha propuesto este proyecto,

aplicación de materiales compuestos en partes de la moto de 4 tiempos el cual sea aporte a la Escuela de Ingeniería Automotriz como base para la fabricación de diferentes partes automotrices, según el MIPRO en acuerdo con AEEMAE (Asociación de Empresas Ensambladoras de Motocicletas del Ecuador) el 20% de partes de una motocicleta deben ser fabricadas en el país.

En conclusión este proyecto de tesis cumple con todas las expectativas planteadas de aprendizaje y aporte para los estudiantes de la carrera de Ingeniería Automotriz de la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo, y de esta manera aportar a la investigación siendo el camino a seguir del Ingeniero Automotriz de la ESPOCH.

## **1.4 Objetivos**

**1.4.1** *Objetivo general.* Aplicar materiales compuestos conformado de matriz polimérica con refuerzo de cabuya para la formación de guardabarros y tapas laterales de una moto de 125cc, 4 tiempos.

**1.4.2** *Objetivos específicos:*

Realizar un estudio teórico investigativo de los materiales compuestos con refuerzo de cabuya.

Analizar los materiales compuestos mediante probetas con matriz polimérica y refuerzo de cabuya bajo la norma ASTM correspondiente.

Realizar pruebas de resistencia de los materiales compuestos con matriz polimérica y refuerzo de cabuya.

Modelar guardabarros y tapas laterales de la motocicleta modelo de 4 tiempos mediante la utilización de Solidworks.

Analizar estáticamente guardabarros y tapas laterales de la motocicleta de 4 tiempos mediante la utilización de Solidworks.

Aplicar material compuesto con matriz polimérica y refuerzo de cabuya para la formación de un prototipo de tapa lateral de la motocicleta.

## CAPÍTULO II

### 2. MARCO TEÓRICO

#### 2.1 Análisis de la locomoción en un vehículo de dos ruedas

La locomoción hace referencia a una actividad motora por lo que involucra un movimiento ya sea en animales personas o sistemas mecánicos, la mecánica y el funcionamiento del aparato locomotor del ser humano ha logrado unificarse, y por esta razón se puede observar en la actualidad gran variedad de vehículos para diferentes medios tanto para transporte de servicio terrestre, es el caso de vehículos de dos ruedas como son las motocicletas; las cuales han logrado posicionarse en los últimos años como un transporte muy utilizado en el mundo y principalmente en Ecuador, por su fácil movilidad en grandes y pequeños espacios, fiabilidad, bajos costos de adquisición y su reducido consumo de carburantes (DEFINICIÓN.MX).

#### 2.2 La motocicleta y sus partes

Más conocida como moto, es un vehículo de dos ruedas de tracción motriz impulsado por un motor de combustión interna que opera la rueda trasera mediante transmisión de cadena.

Figura 1. Motocicleta de cuatro tiempos 125 cc

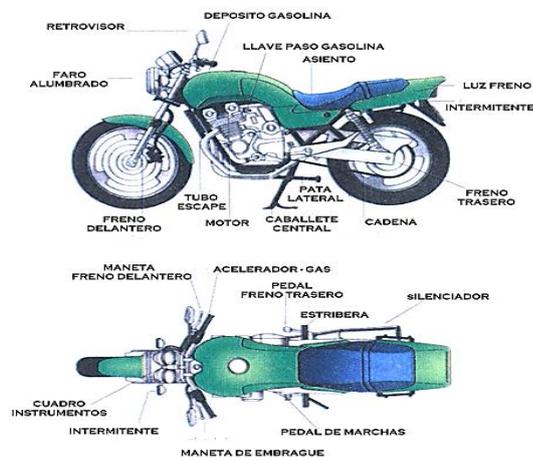


Fuente: Fotografía de una motocicleta Suzuki 125 cc

La motocicleta en la actualidad es considerada como un medio de transporte alternativo por su bajo costo y rápida movilidad particularmente en ciudades con gran

congestionamiento, disminuyendo el tiempo de traslado con un consumo reducido de combustible. Sus partes se muestran en la Figura. 2.

Figura 2. Partes principales de la motocicleta



Fuente. <http://keewayrkv.blogspot.com/2012/12/guia-partes-basicas-de-una-motocicleta.html>

**2.2.1 Guardabarros y tapas laterales.** También llamados guardafangos, este elemento se encarga de la protección del conductor al momento de circular por vías húmedas, arenosas y rocosas, los guardabarros constituyen una parte de la protección en la motocicleta, se ubican en la parte superior de la rueda delantera y posterior y son fabricados comúnmente de chapa estampada, y en las motocicletas de alta gama de fibra de carbono (CARVAJAL. G pág. 1).

Las tapas laterales son elementos de protección a accesorios indispensables para la motocicleta como puede ser la batería y dan un realce estético a la misma.

Figura 3. Guardabarros y tapas laterales



Fuente. Fotografía de guardabarros y tapa lateral de una motocicleta Suzuki 125 cc

## 2.3 Motocicleta a nivel mundial

Las motocicletas se han incrementado 14 veces entre 1990 hasta la actualidad, esto en la mayor parte de los países de América Latina. Según el Banco de Desarrollo de América Latina, en París el uso de las motocicletas aumento un 36% entre el (2002 y 2007), en Taipéi el 32% de la población utiliza motocicleta y en los países de ingreso medio y bajo el uso de la motocicleta se justifica principalmente como medio de trabajo; como en Sincelejo (Colombia), un 38% de compradores utilizan la motocicleta para mejorar sus ingresos (AZÁN, S; ESTUPIÑÁN, N; RODRÍGUEZ, D; SANTANA, M).

Según The Freedonia Group, el mercado mundial de componentes de motocicletas esta pronosticado se expanda un 7.5% anual hasta el 2017. La región Asia/Pacífico tiene mayor producción y cantidad de motocicletas y seguirá dominando el mercado mundial representando los 4/5 del consumo total de partes para motocicletas por la creciente producción de motos y la expansión del mercado. Estados Unidos ocupara un 5% de la demanda mundial en motocicletas en el 2017 (MANDELBAUM, 2013).

**2.3.1 Motocicleta urbana.** Son utilizadas en ciudades para transporte y trabajo, ya que posee una baja cilindrada entre 100cc a 250cc y son económicas tanto en consumo como en su precio. La GN125 es la elección perfecta para aquellos que buscan conveniencia y versatilidad de movimiento día a día sobre dos ruedas (SUZUKI Motor, 2015).

Figura 4. Motocicleta urbana



Fuente. (SUZUKI Motor, 2015)

Con un toque de diseño tradicional, la GN125 combina un chasis liviano con un económico motor mono cilíndrico que suavemente proporciona su amplio tanque. Incluye encendido electrónico (SUZUKI Motor, 2015) .

Tabla 1. Especificaciones técnicas de la motocicleta GN 125 cc

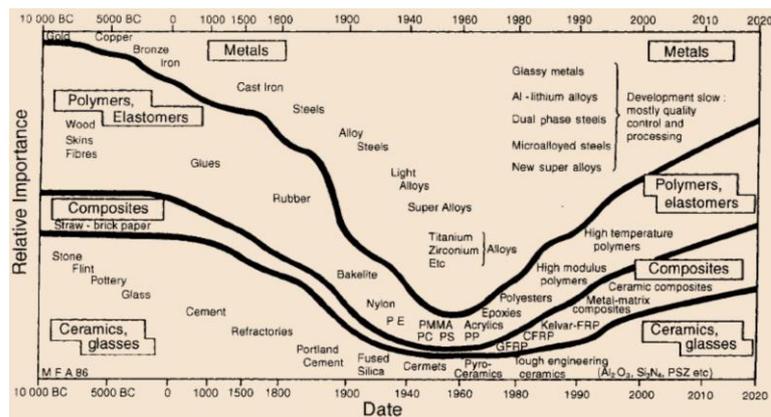
<b>MOTOR</b>
4 tiempos, 1 cilindro, motor refrigerado por aire, SOHC, 2 válvulas
<b>CILINDRADA</b>
124 cc
<b>DIAMETRO POR CARRERA</b>
57 mm x 48.9 mm
<b>ARRANQUE</b>
Electrico
<b>TRANSMISION</b>
5 velocidades, rotativa
<b>LONGITUD TOTAL</b>
1,945 mm
<b>ANCHO TOTAL</b>
815 mm
<b>ALTURA TOTAL</b>
1,110 mm
<b>DISTANCIA ENTRE EJES</b>
1,280 mm
<b>DISTANCIA MINIMA AL SUELO</b>
175 mm
<b>PESO</b>
105 kg
<b>SUSPENSION DELANTERA</b>
Telescópica, amortiguada por aceite
<b>SUSPENSION TRASERA</b>
Brazo oscilante, Doble amortiguador ajustable en 5 posiciones
<b>FRENO DELANTERO</b>
Disco
<b>FRENO TRASERO</b>
Tambor
<b>RUEDA DELANTERA</b>
2.75- 18 4PR
<b>RUEDA TRASERA</b>
3.50- 16 4PR
<b>DEPOSITO DE GASOLINA</b>
10.3 Litros

Fuente. (SUZUKI Motor, 2015)

## 2.4 Materiales compuestos

La definición de materiales compuestos está dada por la combinación o formación de dos o más materiales para obtener como resultado otro material con diferentes propiedades, que se diferencian en su forma y composición, sin que exista reacción química entre ellos (NEWELL, 2011 pág. 226).

Figura 5. Evolución de materiales compuestos



Fuente. <http://www.monografias.com/trabajos104/materiales-y-humanidad/materiales-y-humanidad.shtml>

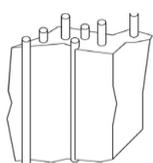
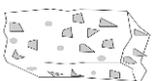
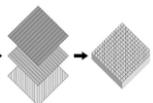
En la Figura 5 se observa la evolución de materiales compuestos, el consumo de los de materiales compuestos aumentaron en los últimos 50 años; ya que poseen grandes beneficios y sus aplicaciones son diversas.

Los materiales compuestos son una gran elección para diversas aplicaciones en la ingeniería, por lo que se busca nuevos materiales que brinden mejores características, con menos costos que ayude a la economía, brindando a las empresas con alta capacidad de producción en serie (NEWELL, 2011 pág. 226).

Se utilizan estos materiales en la industria automotriz generada a partir de matrices poliméricas reforzadas con fibras naturales ayudando al ambiente, que son utilizados en la fabricación de accesorios internos y externos del vehículo, de esta forma se tiene una idea clara acerca de las ventajas que brinda los materiales compuestos en la industria automotriz (NEWELL, 2011 pág. 226).

**2.4.1 Clasificación de los materiales compuestos.** La gran variedad de tecnologías modernas necesitan de materiales con una combinación no habitual de propiedades por sus grandes requerimientos, imposible de conseguir con los metales, los cerámicos y los polímeros convencionales (CALLISTER, 2014 pág. 532).

Tabla 2. Clasificación de los materiales compuestos

<b>Categoría de Compuesto</b>	<b>Definición</b>	<b>Diagrama</b>	<b>Ejemplo</b>
<b>Reforzados con fibras</b>	Compuestos en el que un material se forma de la matriz externa y transfiere cualquier carga aplicada a las fibras		Compuesto Epóxico Kevlar
<b>De partículas</b>	Compuestos que contienen grandes números de partículas gruesas para reforzar la matriz		Concreto
<b>Laminares</b>	Compuestos que se hace al alternar juntas con un adhesivo capas de distintos materiales		Madera contrachapada
<b>Híbridos</b>	Compuestos hechos de otros materiales compuestos		Concreto reforzada con barras

Fuente: (NEWELL, 2011 pág. 227)

En la Tabla 2 se muestra la clasificación de los materiales compuestos, haciendo énfasis en los compuestos reforzados con fibras.

Para Callister la clasificación de los materiales compuestos está dada en función del tipo de matriz y el tipo de refuerzo este se clasifica en tres partes principales, compuestos reforzados con partículas, compuestos reforzados con fibras y compuestos estructurales, en los que existen dos subdivisiones para cada una de ellas (CALLISTER, 2014 pág. 534).

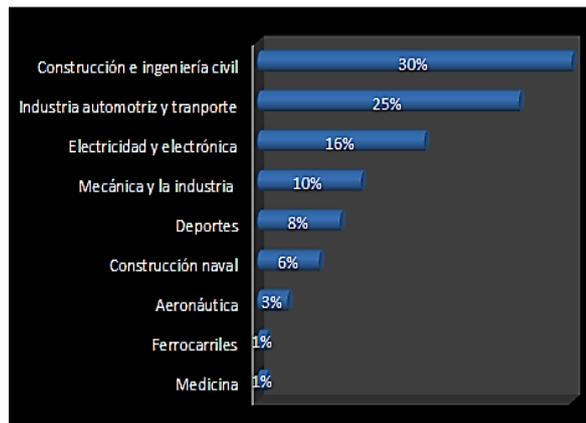
**2.4.1.1 Compuestos reforzados con fibras.** Son los más importantes, en su mayoría se diseñan materiales compuestos reforzados con fibras con el fin de conseguir gran resistencia y rigidez a baja densidad. Estas características se expresan mediante los indicadores de resistencia específica y módulo específico, que corresponden,

respectivamente, a las relaciones entre la resistencia a la tracción, el peso específico y el módulo de elasticidad (CALLISTER, 2014 pág. 551).

Los compuestos reforzados con fibras consiste de dos fases: la fibra y la matriz. El rol de la fibra es soportar cargas relevantes de tracción en la dirección longitudinal, la matriz rodea las fibras las orienta para optimizar su desempeño colectivo, protege los ataques ambientales y les trasfiere la carga (NEWELL, 2011 pág. 227).

**2.4.2** *Aplicación de los materiales compuestos en base a las distintas industrias.* Existe una variedad de aplicaciones en diferentes sectores industriales que se requiere distintas propiedades.

Figura 6. Aplicaciones más comunes de los materiales compuestos



Fuente. (BIRON, 2013)

La Figura 6 indica las aplicaciones de los materiales compuestos en las distintas industrias predominando en aplicaciones para ingeniería civil; en esta industria apareció los primeros materiales compuestos, formados de barro y paja para construcciones de viviendas. En todos los sectores necesitan materiales con mejores características y diferentes propiedades y en un material compuesto estas son variadas; por lo que aumenta la resistencia, bajo peso y buenas prestaciones (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 48).

**2.4.2.1** *Materiales compuestos en la industria Automotriz.* Es uno de los sectores donde más énfasis se ha puesto en los últimos años en el diseño y fabricación de partes

y autopartes. Con el control por parte de las normativas que regulan las emisiones de CO2 en el mundo, los fabricantes de vehículos de dos y cuatro ruedas, han llevado a diseñar y construir vehículos cada vez más ligeros, por lo que se ha visto la necesidad de construir elementos y autopartes utilizando materiales compuestos para un mayor rendimiento y con mayor porcentaje de reciclaje de sus componentes (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 págs. 120-121).

Tabla 3. Propiedades de los materiales compuestos en base a las distintas Industrias

	Aeronáutica	Automóvil	Ferrovial	Construcción	Construcción Industrial	Industria náutica	Medicina	Electricidad	Deportes & Recreo
<b>Vida útil</b>									
Rigidez				x		x	x	x	x
Resistencia mecánica				x	x	x	x		x
Resistencia a la fatiga	x					x			
Resistencia a la corrosión	x	x		x		x	x	x	
Impermeabilidad				x	x				
<b>Seguridad</b>									
Resistencia a los choques		x				x	x		x
Resistencia al fuego	x		x	x	x			x	
Aislamiento térmico				x	x			x	
Aislamiento eléctrico								x	
Amortiguamiento, vibraciones					x				x
<b>Diseño</b>									
Integración de funciones	x	x						x	
Formas complejas	x	x	x	x					x
Transparencia ondas electromagnéticas								x	
Disminución del peso de las estructuras	x	x					x		x

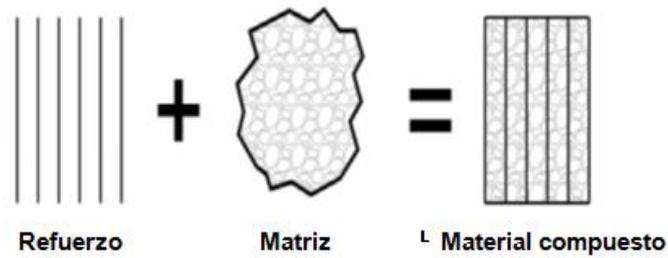
Fuente: (BÉGUIN, 2002)

Tomando como referencia la Tabla 3 se observa las aplicaciones a las distintas industrias en parámetros muy importantes para cada una de las mismas como lo es la vida útil, seguridad y diseño entre las más importantes a la hora de fabricar elementos o partes según la necesidad de cada industria o sector.

## 2.5 Composición del material compuesto

Los materiales compuestos están constituidos por dos o más fases por lo que se le denomina multifásico proporcionando propiedades y características diferentes a las de sus constituyentes. Estos compuestos se utilizan para lograr las combinaciones de propiedades como lo son: disminuir el peso, rendimiento a alta temperatura, alta resistencia (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 págs. 49-50).

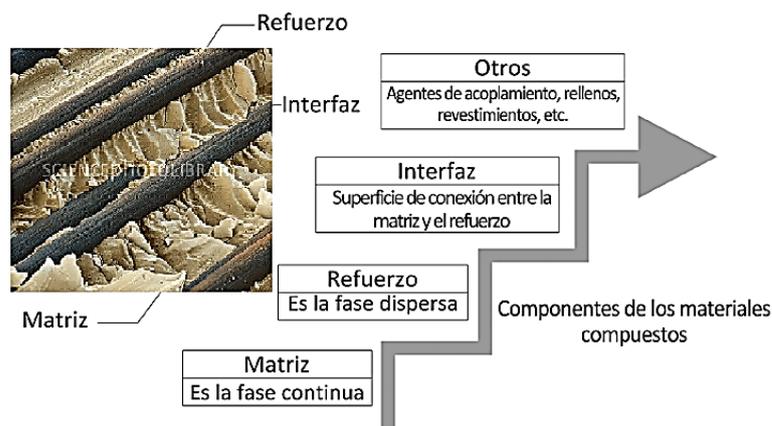
Figura 7. Partes básicas de un material compuesto.



Fuente: (MAZUMDAR, 2002)

Se obtienen mediante la selección de componentes, de acuerdo a la proporción, distribución, morfología de los mismos, así como por su estructura y composición de la interfaz (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 págs. 50-51).

Figura 8. Componentes de los materiales compuestos



Fuente: (LYBRARY, 2011)

En la Figura 8 se observa la composición básica de un material compuesto como son la matriz (fase continua), refuerzo (fase dispersa), interfaz (conexión entre las superficies de la matriz y refuerzo) y otros agentes de acople y relleno.

## 2.6 Matriz

La matriz es la fase continua la cual comprende y mantiene los elementos de refuerzo, brindándole consistencia y continuidad al material; distribuye los esfuerzos entre las fibras y las mantiene unidas.

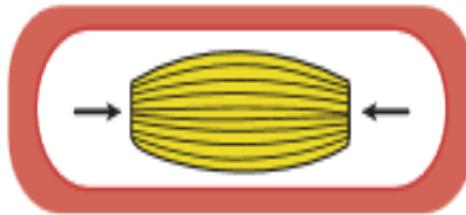
En los materiales compuestos la matriz cumple varias funciones entre las cuales están las siguientes:

- Transmitir la carga al refuerzo (BESEDNJAK, 2005 pág. 2).
- Proteger y brindar cohesión (BESEDNJAK, 2005 pág. 2).
- Cubre al refuerzo con una barrera contra la humedad (BESEDNJAK, 2005 pág. 2).

Cuando los materiales compuestos son sometidos a distintos tipos de cargas o esfuerzos la matriz cumple diferentes funciones.

- Cargas compresivas: Por ser la fase continua la matriz soporta el esfuerzo (STUPENGO, 2011 pág. 8).

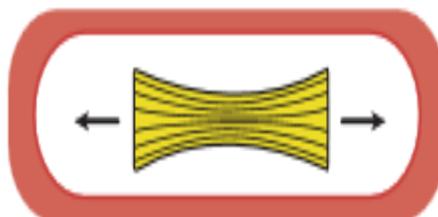
Figura 9. Carga compresivas en la matriz



Fuente. (STUPENGO, 2011 pág. 8)

- A tracción: Las partículas y fibras del elemento formado por el material compuesto soportan el esfuerzo que es transferida a la matriz (STUPENGO, 2011 pág. 8).

Figura 10. Carga a tracción



Fuente. (STUPENGO, 2011 pág. 8)

**2.6.1 Propiedades de las matrices.** En un material compuesto la matriz debe presentar propiedades tales que brinden al elemento mejores características para su construcción. Estas propiedades son:

- Mantiene a las fibras en una posición correcta protegiéndolas de sufrir daños durante su construcción (STUPENGO, 2011 pág. 8).
- No permite la formación de grieta en las fibras del compuesto (STUPENGO, 2011 pág. 8).
- Es responsable de controlar propiedades eléctricas, el comportamiento químico y temperaturas elevadas del compuesto (STUPENGO, 2011 pág. 8).

### **2.6.2 Tipos de matriz**

- Metálica.
- Cerámica.
- Polimérica.

Para la tesis planteada se centrara en el análisis de matriz polimérica por lo que se detalla a continuación.

**2.6.2.1 Matrices poliméricas.** Conocidas como matrices orgánicas (plásticos), usados en muchas aplicaciones por su densidad baja, buenas propiedades a temperatura ambiente, Máquinable y bajos precios; pueden ser utilizadas con fibras naturales y sintéticas (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 54).

Las matrices poliméricas pueden ser:

- Termoplásticos.
- Elastómeros.
- Termoestables o Duro plásticos.

**2.6.2.2 Matrices termoestables.** Se denominan duro plástico, tienden a ser resinas de mucha rigidez; alta estabilidad térmica y sobre todo bajo peso, son los más utilizados en materiales compuestos de prestaciones muy altas (BESEDNJAK, 2005 pág. 3).

Tabla 4. Características de las matrices termoestables

Propiedad	Matriz				
	Poliéster insaturado	Resina Epoxi	Resina Fenólica	Resina Viniléster	Resina Polimida
Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	1,17-1,26	1,17-1,25	1,25-1,3	1,17-1,25	1,27-1,42
Alargamiento (%)	<3	6-8	<3	3,5-7	6-10
Fluencia	Muy baja				
Temperatura de Moldeo (°C)	T <sub>amb</sub> hasta 180	T <sub>amb</sub> hasta 170	150-190	T <sub>amb</sub> hasta 175	≥ 350
Temperatura de Reblandecimiento	80 - 160	80 - 130	100 - 150	100 - 150	260
Propiedades reológicas	Muy buenas				Función de la resina
Calor de reacción	Reacción exotérmica dependiente de la geometría de la pieza				
Contracción de fraguado (%)	6 - 10	1 - 3	0,5 - 1,5	0,1 - 1	0,5 - 0,7
Contracción posterior (%)	Hasta 3	Prácticamente ninguna	Hasta 0,4	Hasta 1	Casi ninguna

Fuente. (MORALES, 2008 pág. 49)

Las matrices termoestables pasan por tres estados un inicial que es un líquido viscoso, que por efecto de endurecimiento pasa a un estado gelatinoso para finalmente se transforme en un sólido (BESEDNJAK, 2005 pág. 3).

Las matrices termoestables más comunes son la tipo poliéster por su bajo costo y la tipo epoxi para altas características.

## 2.7 Refuerzo

Es la fase dispersa que se agrega a la matriz para proporcionar a la matriz características y propiedades que no posee, se utiliza por lo general para aumentar rigidez mecánica, resistencia y el comportamiento a altas temperaturas (STUPENGO, 2011 pág. 9).

Los refuerzos con fibras son más resistentes, rígidas y de poco peso. Si el compuesto es utilizado a elevadas temperaturas también la fibra deberá tener una temperatura alta de fusión (STUPENGO, 2011 pág. 9).

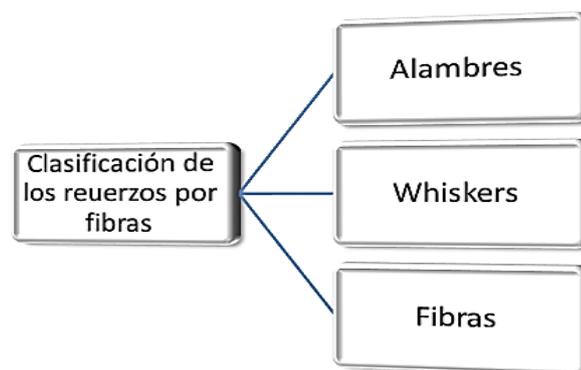
**2.7.1** *Tipos de refuerzo.* Existen tres tipos de refuerzos los cuales son (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 55):

- Particulados.
- Elementos estructurales.
- Fibras.

**2.7.1.1** *Refuerza por fibras.* El estudio se enfocara en refuerzos por fibras, ya que por su abundancia y la utilización que ha tenido desde hace mucho tiempo lo hace tan apetecible en las industrias para refuerzos en materiales compuestos por su resistencia y ayuda al medio ambiente. El refuerzo por fibras es también el más utilizado en matrices poliméricas ya que aporta propiedades que por si sola la matriz no posee con resistencia y rigidez.

Los refuerzos por fibras se clasifican en tres grupos:

Figura 11. Clasificación de los refuerzos por fibras



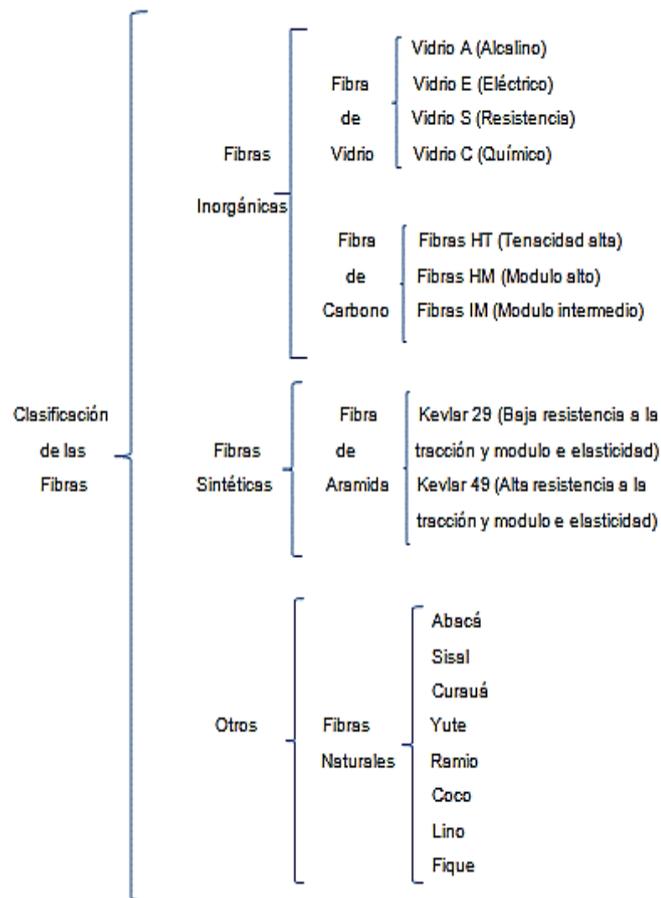
Fuente. (ASKELAND, 1998)

Son los más importantes ya que la mayoría de estos materiales se utilizan como refuerzo, alcanzan una mejor resistencia a la rigidez, fatiga y relación resistencia- peso.

La fibra soporta la mayor parte de la fuerza aplicada transmitida por el material de la matriz (ASKELAND, 1998 pág. 517).

Las fibras son materiales policristalinos o amorfos con diámetros pequeños y gran longitud, son generalmente polímeros y cerámicos (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 págs. 56-57).

Figura 12. Clasificación de las fibras

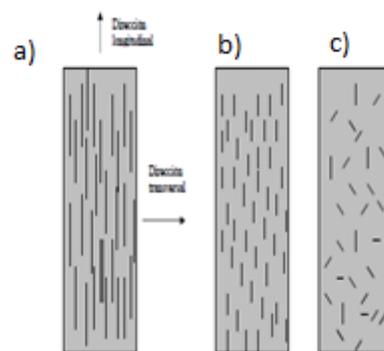


Fuente. (ASKELAND, 1998)

**2.7.2 Cantidad y orientación de la fibra (refuerzo).** De acuerdo a la fracción volumétrica de la fibra el desempeño del compuesto varía ya que las fibras son las encargadas de soportar la carga aplicada. “Según Askeland la fracción máxima de volumen de la fibra es alrededor del 80%, y si excede esta cantidad el material de la matriz no rodea en su totalidad a la fibra” (ASKELAND, 1998 pág. 522).

La orientación de las fibras juega un papel importante en el desempeño del compuesto ya que se puede introducir en la matriz en diversas orientaciones. La orientación con fibras cortas son aleatorias y proporcionan las mismas propiedades en todas las direcciones ya que tiene propiedades isotrópicas; por parte de los arreglos con fibras largas unidireccionales tienen más capacidad de reforzamiento en dirección longitudinal ya que las fibras están alineadas en la dirección de la fuerza aplicada, por lo poseen propiedades anisotrópicas (ASKELAND, 1998 pág. 522).

Figura 13. Representaciones esquemáticas de compuestos reforzados con fibras: a) continuas y alineadas, b) discontinuas y alineadas y c) orientadas al azar



Fuente. (CALLISTER, 2014 pág. 542)

**2.7.3 Regla de mezclas en los compuestos reforzados por fibras.** La regla de las mezclas siempre dará la densidad de los compuestos reforzados con fibra (ASKELAND, 1998 pág. 517).

Densidad del material compuesto.- En esta relación calcula la relación que existe entre masa y volumen del compuesto.

$$\rho_c = f_m \rho_m + f_f \rho_f \quad (1)$$

Dónde:

$\rho_c$  = Densidad del material compuesto.

$\rho_m$  = Densidad de la matriz

$\rho_f$  = Densidad de la fibra

$f_m$  = Fracción Volumétrica de la matriz

$f_f$  = Fracción volumétrica de la fibra

Se considera que:

$$f_m = 1 - f_f \quad (2)$$

**2.7.4 Propiedades mecánicas de las fibras naturales.** Poseen características innatas a su naturaleza las que determinan su utilidad al momento de utilizarlas como refuerzos de matrices compuestas. Estas propiedades pueden ser resistencia a esfuerzos de tracción, flexión, compresión e impacto; para elegir una fuerza como refuerzo se debe tomar en cuenta parámetros importantes que determinaran la facilidad de su producción y el rendimiento que estas presentan (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 84).

Tabla 5. Propiedades mecánicas de las Fibras naturales comparadas con fibras reforzadas convencionalmente

Fibra	Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	Diámetro (μm)	Elongación (%)	Esfuerzo de Tensión (MPa)	Módulo de Young (GPa)
Algodón	1,5-1,6	-	7,0-8,0	287-800	5,5-12,6
Jute	1,3-1,45	25-200	1,16-1,8	393-773	13-26,5
Lino	1,5	-	2,7-3,2	345-1100	27,6
Hemp	-	-	1,6	690	-
Ramie	1,5	-	1,2-3,8	400-938	61,4-128
Sisal (Cabuya)	1,45-1,5	50-200	3,0-7,0	468-635	9,4-22
PALF	-	20-80	1,6	413-1627	34,5-82,51
Coco	1,15-1,2	100-450	15-40	131-175	4,0-6,0
Viscose	-	-	11,4	593	11
Madera suave de kraft	1,5	-	-	1000	40
Fibra de vidrio-E	2,5	-	2,5	2000-3500	70
Fibra de vidrio-S	2,5	-	2,8	4570	86
Aramidos (normal)	1,4	-	3,3-3,7	3000-3150	63-67
Carbón (estándar)	1,4-1,7	-	1,4-1,8	4000	230-240

Fuente. (PÁEZ, 2007)

Las propiedades mecánicas de las fibras artificiales son superiores a las de las fibras vegetales pero estas son más liviana que las de vidrio por lo que hay un aumento de eficiencia en los materiales que requieren ser resistentes y livianos como es en la industria automotriz.

Tabla 6. Comparación entre fibra natural y fibra de vidrio

Cualidades	Fibras naturales "FN"	Fibra de vidrio
Densidad	Baja	Doble que las FN
Costo	Bajo	Bajo, mayor a las FN
Renovable	Si	No
Reciclable	Si	No
Consumo de energía	Bajo	Alto
Abrasión a máquinas	No	Si
Riesgo a la inhalación	No	Si
Eliminación	Biodegradable	No biodegradable

Fuente. (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011  
pág. 85)

**2.7.5 Fibras naturales en Ecuador.** En los andes centrales de la región Andina de Sur América posee una gran diversidad de ecosistemas forestales y no forestales, según Manuel Macía miembro del Real Jardín Botánico de Madrid, Ecuador es el país con mayor diversidad en especies de plantas de fibra (MACÍA, 2006).

En Ecuador existe gran variedad de fibras naturales, la cabuya es una de ellas por su fácil obtención, se encuentran ubicadas en toda la región sierra; se aprovecha desde años atrás para la fabricación de producto textiles debido a su resistencia y durabilidad siendo un potencial refuerzo en materiales compuestos. Se lo encuentra en forma de hilos y tejidos en diferentes tamaños y colores. También se encuentran fibras como: coco, abacá, curauá, ramio, lino, sisal, yute entre otros (MACÍA, 2006).

**2.7.5.1 Fique.** Nombre científico furcraea, conocido como cabuya, en el Ecuador esta planta crece a lo largo del callejón interandino, es aprovechada en el país para la obtención de fibras textiles por su alta resistencia y durabilidad (MACÍA, 2006).

Figura 14. Planta de fique



Fuente. Autores

La cabuya posee buena resistencia mecánica, son livianas por lo que son muy utilizadas para la aplicación en distintas industrias por lo que ahorra energía por ser livianas y resistentes a la tracción. La cabuya está dentro de la familia de las fibras duras por lo que se utiliza en general en cordelería, sogas, tapetes, papel, filtros, colchones, tapicería y para refuerzo en materiales compuestos con matriz plástica como en partes, autopartes de automóviles (MACÍA, 2006).

Las propiedades mecánicas de la cabuya se muestran en la tabla 8.

Tabla 7. Propiedades mecánicas de la cabuya

Fibra	Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	Resistencia a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (GPa)	Elongación a la fractura (%)
Cabuya	1,3	305,15	7,5	4,96

Fuente. (CONTRERA, y otros, 2009)

La fibra de cabuya es muy apreciada no solo por sus propiedades mecánicas sino por su aspecto, color, textura y otras características físicas que lo hacen interesante al mercado (TAMAYO, 2012 pág. 5).

Las características se observan en la Tabla. 8.

Tabla 8. Características físicas de la fibra de cabuya

Característica	Valor
Longitud	80 a 120 cm
Color	Habano
Brillo	Opaco
Textura	Dura
Absorción color	Superficial
Absorción humedad	Mala
Punto de fusión	No se funde
Efecto ante los álcalis	Resistente
Efectos ante los ácidos	Mala
Resistencia a la luz solar	Regular
Efecto de los oxidantes	Variable

Fuente. (TAMAYO, 2012 pág. 5)

Según datos del MAGAP que se indica en la Tabla. 9, en Ecuador donde existe mayor producción de cabuya se encuentra en la región sierra centro (Chimborazo, Tungurahua, Cotopaxi).

Tabla 9. Producción de cabuya en la región centro del Ecuador.

<b>Provincia</b>	<b>Cantón</b>	<b>Parroquia</b>	<b>Cultivo</b>	<b>Superficie Ha</b>	<b>Potencial en Ha de la zona</b>
Chimborazo	Guano	Matriz	Cabuya	2,5	225
Chimborazo	Guano	Valparaíso	Cabuya	1	115
Chimborazo	Guano	Guanando	Cabuya	2	50
Chimborazo	Riobamba	Licán	Cabuya	2	165
Chimborazo	Riobamba	Calpi	Cabuya	2	185
Tungurahua	Pelileo	Salasaca	Cabuya	5	90
Cotopaxi	Pujilí	La Victoria	Cabuya	4	105
Cotopaxi	Pujilí	La Matriz	Cabuya	2	
Cotopaxi	Pujilí	Angamarca	Cabuya	2	
Cotopaxi	Pujilí	Guangaje	Cabuya	1	
Cotopaxi	Pujilí	Zumbagua	Cabuya	2	
Cotopaxi	Latacunga	11 de Noviembre	Cabuya	6	115
Cotopaxi	Latacunga	Matriz	Cabuya	3	
Cotopaxi	Latacunga	Tanicuchí	Cabuya	3	
Cotopaxi	Latacunga	Belisario Quevedo	Cabuya	4	
Cotopaxi	Latacunga	Juan Montalvo	Cabuya	3	
Cotopaxi	Latacunga	Guaytacama	Cabuya	6	
Cotopaxi	Latacunga	Alaquéz	Cabuya	2	
Cotopaxi	Latacunga	José Guango Bajo	Cabuya	4	
Cotopaxi	Latacunga	Mulaló	Cabuya	1	
Cotopaxi	Salcedo	San Miguel	Cabuya	4	125
Cotopaxi	Salcedo	Antonio José Holguín	Cabuya	1	
Cotopaxi	Salcedo	Cusubamba	Cabuya	2	
Cotopaxi	Salcedo	Mulalillo	Cabuya	1	124
Cotopaxi	Saquisilí	Canchagua	Cabuya	3	
Cotopaxi	Saquisilí	Matriz	Cabuya	2	
Cotopaxi	Saquisilí	Cochapamba	Cabuya	1	110
Cotopaxi	Sigchos	Isinlivi	Cabuya	3	
Cotopaxi	Sigchos	Chugchilá	Cabuya	2	
Cotopaxi	Sigchos	Matriz	Cabuya	4	

Fuente. Ministerio de Agricultura, Ganadería Acuacultura y Pesca.

## **2.8 Interfaz**

La interfaz es la región de contacto entre las superficies de la matriz y el refuerzo. En los materiales compuestos es muy importante que posea una buena unión, si la interfaz es débil la carga de la matriz a la fibra no será eficiente y será la matriz la que termine soportando las cargas por lo que fallara y no resiste lo suficiente, produciendo agujeros entre la matriz y las fibras (STUPENGO, 2011 pág. 12).

Los esfuerzos que actúan sobre la matriz se transmiten a las fibras por medio de la interfaz. Cuando un material está reforzado con fibras la interfaz juega un papel importante, ya que de la unión de los constituyentes depende las propiedades mecánicas del compuesto (DEREK, 2003).

Para que la matriz pueda impregnarse de una mejor manera sobre el refuerzo es muy importante que se encuentre en estado líquido así extendiéndose sobre una superficie sólida siendo este el refuerzo, la interfaz genera las propiedades del material dependiendo de la capacidad de mojado de su matriz (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 52).

La unión entre los constituyentes de un material compuesto puede ser de cuatro tipos (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 52):

- Unión mecánica.
- Unión electrostática.
- Unión química.
- Unión mediante inter difusión.

## **2.9 Resinas**

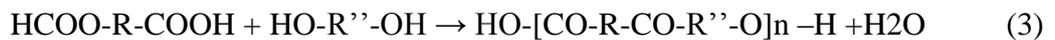
Existen cuatro tipos de resinas más comunes según Besednjak (BESEDNJAK, 2005 pág. 3):

- Resinas Poliéster.

- Resinas Viniléster.
- Resinas Epoxi.
- Resinas Fenólicas.

La resina poliéster es la más utilizada y está presente en diversas aplicaciones, por lo que en el tema de tesis se enfocara en la misma.

**2.9.1** *Resinas poliéster.* Esta resina ocupa el 75% en el mercado que se utiliza en materiales compuestos de matriz termoestable, se encuentra en el método de matriz más económico. Se produce a partir de dos reacciones de policondensación entre dos monómeros, diol más ácido dicarboxílico (BESEDNJAK, 2005 pág. 3).



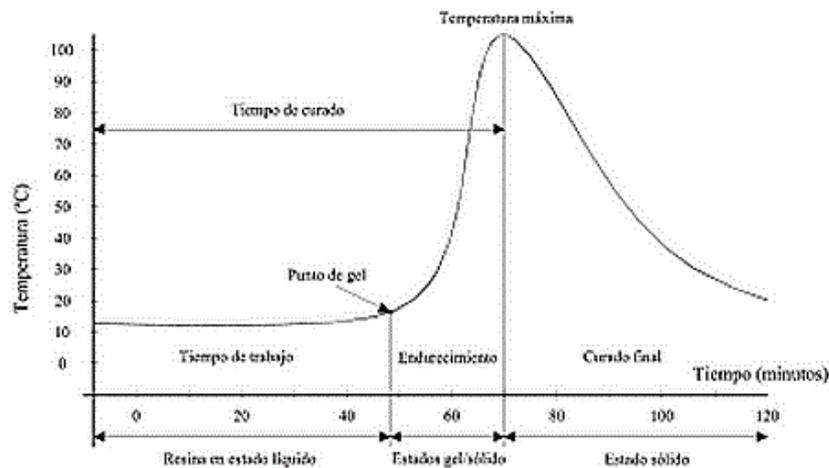
Al añadir estireno a la resina esta disminuye su viscosidad para que exista una buena fluidez en el material del refuerzo, se debe añadir un sistema catalítico iniciador y un acelerador (octoato de cobalto), que se elige en función del iniciador o catalizador (peróxidos). El tipo iniciador determina el tiempo del gelificación y endurecimiento de la matriz una vez catalizada (BESEDNJAK, 2005 pág. 4).

**2.9.2** *Curado de la resina poliéster.* El proceso de curado en una resina poliéster consiste en pasar de un estado líquido a un estado sólido por medio de reacciones que realizan los compuestos en la formación de la matriz, que al mezclarse empieza el proceso de endurecimiento (BESEDNJAK, 2005 pág. 4).

El curado de la resina se lleva a cabo en tres periodos:

- Gelificación: La resina cambia de un estado líquido a un gel blando (BESEDNJAK, 2005 pág. 4).
- Endurecimiento: La resina cambia de un gel blando a un material endurecido (BESEDNJAK, 2005 pág. 4).
- Curado final: La resina adquiere sus propiedades mecánicas (BESEDNJAK, 2005 pág. 4).

Figura 15. Curva de curado de la resina



Fuente. (BESEDNJAK, 2005 pág. 4)

En la Figura. 15 muestra la curva en función de la temperatura vs tiempo en cada periodo de curado, teniendo como su pico alto una temperatura máxima pasando de estado gel solido a estado sólido.

El curado de la resina poliéster se hace a través de polimerización por medio de grupos insaturados en la cadena de poliéster y en el estireno, los radicales libres del peróxido al descomponerse empiezan a entrelazarse para determinar el tiempo de gelificación y curado. En el proceso se realiza una reacción exotérmica es decir que libera calor al ambiente por reacción de sus componentes, esta temperatura puede llegar hasta 150 °C en un corto tiempo. (BESEDNJAK, 2005 pág. 4).

## 2.10 Hipótesis

La obtención de materiales compuestos con refuerzo de fibra natural de cabuya mejorara las características mecánicas de los materiales reales de tapas laterales de la motocicleta de 125 cc tipo urbana.

## 2.11 Determinación de las variables

Según el criterio metodológico para estudios experimentales se clasifican en: variable independiente, dependiente (URQUIZO, 2012 pág. 39).

**2.11.1** *Variable independiente.* Materiales compuestos con refuerzo de fibra natural de cabuya.

**2.11.2** *Variable dependiente.* Características mecánicas.

**2.11.3** *Relación entre variables.* Mejorará.

## CAPÍTULO III

### 3. MARCO METODOLÓGICO Y ANÁLISIS DE RESULTADOS

En este capítulo se detallara como realizar la ordenación y tabulación de datos recogidos por medio del análisis de los resultados de ensayos realizados; así también materiales y equipos a utilizar. Por último se utilizara la técnica adecuada para realizar la prueba de hipótesis.

#### 3.1 Modo de investigación

**3.1.1** *Investigativo bibliográfico.* Para el tema de tesis propuesta se toma fuentes de apoyo como libros, revistas, artículos científicos, tesis y artículos de la web.

**3.1.2** *Investigativo experimental.* Con los resultados de los ensayos obtenidos en el laboratorio de resistencia de materiales de la ESPOCH, Escuela de Ingeniería Mecánica permiten un razonamiento deductivo para determinar una factibilidad de sustituir el material de conformación de las tapas laterales de la motocicleta de 125 cc tipo urbana con materiales compuestos de refuerzo de fibra de cabuya.

**3.1.3** *Investigativo descriptivo.* Permite describir las propiedades, características y origen de cada elemento que se pretende utilizar en el nuevo material compuesto.

**3.1.4** *Investigativo aplicada.* Con los resultados de los materiales de los ensayos de laboratorio obtenidos de la investigación, utilizar como material alternativo para la aplicación en guardabarros y tapas laterales de la motocicleta 125cc tipo urbana.

#### 3.2 Población y muestra

**3.2.1** *Población.* Materiales de fabricación común, resina poliéster para la formación de tapas laterales y chapa metálica para la formación de guardabarros, así como del material compuesto con refuerzo de cabuya bajo normativas ASTM.

**3.2.2** *Muestra.* Se escogen probetas para cada ensayo con un mínimo de cinco según las normas ASTM (D 3039, D 7264 y D 6110) para ensayos de tracción, flexión e impacto respectivamente; para determinar la configuración de fracción volumétrica que presenten mejores resultados a la combinación de características mecánicas.

### **3.3 Recolección de datos**

**3.3.1** *Documental.* Se requiere de libros, artículos científicos de la web y tablas de resultados obtenidos en los ensayos del material compuesto.

**3.3.2** *Visual.* Todo lo observado durante las pruebas y ensayos se registra para el análisis respectivo en tablas y gráficos.

### **3.4 Procesamiento y análisis de datos**

**3.4.1** *Procesamiento de datos.* Para el registro y tabulación de datos obtenidos en los ensayos realizados a las probetas se registran en tablas, fotos y planos que permite poseer una base para el análisis de la hipótesis planteada en la tesis propuesta. Se realiza la representación de resultados mediante fichas técnicas, diagramas, curvas y graficas estadísticas que permitan representar las características mecánicas presentes en los materiales compuestos.

**3.4.2** *Análisis de resultados.* Una vez obtenidos los resultados de los ensayos realizados se hace un análisis global del material compuesto optimo que presenten mejores características mecánicas, realizando un análisis comparativo entre las configuraciones propuestas en el estudio con el fin afirmar la hipótesis de investigación.

### **3.5 Dimensionamiento y construcción del molde para la elaboración de probetas tracción, flexión e impacto**

Los moldes para las probetas juegan un papel importante al momento de producir las mismas, para obtener probetas que brinden confianza, calidad y sobre todo con un buen acabado, de esta manera se asegura una buena interfaz entre el material base y el material de aporte. El diseño para los moldes de materiales compuestos se rige bajo

estándares establecidos por la ASTM, esto para fabricar las probetas con las normas (ASTM D 3039, ASTM D 7264 y ASTM D 6110) para realizar ensayos, donde se especifica características, dimensiones y otros factores importantes.

Para la obtención del molde se realizó el siguiente proceso.

- Dimensionado de los moldes para las probetas mediante las normas mencionadas anteriormente.
- Se modeló en Solidworks el diseño de cada molde (tracción, flexión e impacto) (Anexo A-C).
- Desarrollo de la planimetría y una lista de materiales para el molde y cotizar costos.
- Construcción del molde bajo los parámetros establecidos en los planos (Anexo A-C).

Para la construcción del molde se utilizó vidrio laminar, con el fin de reducir el número de probetas por cada proceso hasta dos, y disminuir pérdidas de resina. Ya que el vidrio puede resistir compresión, temperatura hasta 600 °C y por su transparencia se puede observar las etapas de curado del material compuesto, por estos motivos fue el material más indicado para este proceso se indica en la Figura 16.

Figura 16. Molde de vidrio laminar



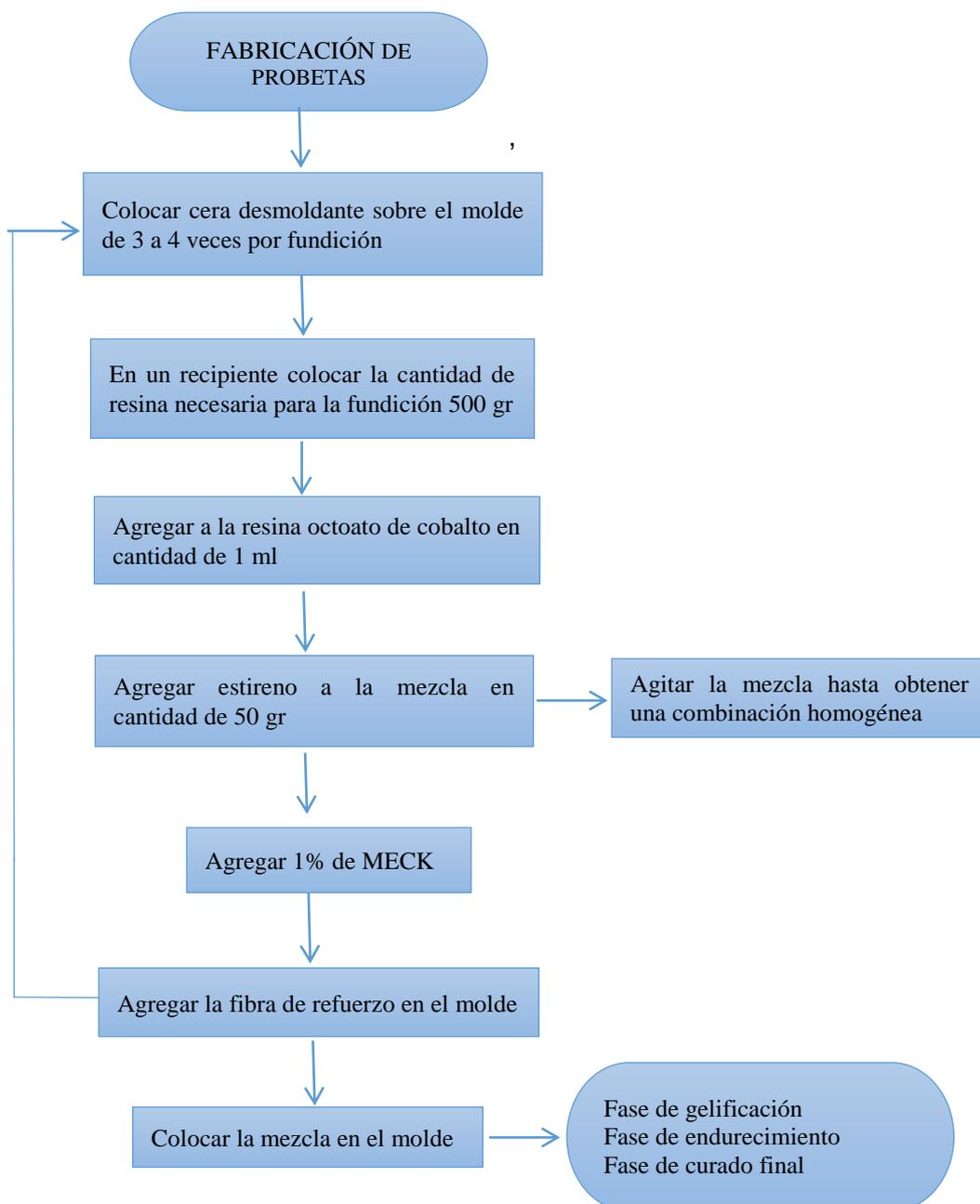
Fuente. Autores

- Se realizó ensayos previos de conformación del material compuesto reforzado con fibra natural para descartar pérdidas de material como la resina poliéster y defectos de porosidades en las probetas.

### 3.6 Proceso de construcción de probetas tracción, flexión e impacto bajo norma.

Para la construcción de probetas se determina de acuerdo al tipo de ensayo que se vaya a realizar, se evaluara de acuerdo a las normativas regidas por la ASTM para ensayos destructivos, para así determinar la elección del material correcto.

En el proceso de fabricación de probetas para ensayos se siguió la siguiente secuencia:



**3.6.1 Equipos y materiales a utilizar.** En el presente apartado se detalla los equipos y materiales a utilizar para la formación de probetas de material compuesto, para realizar los ensayos respectivos de acuerdo a la norma ASTM correspondiente.

**3.6.1.1 Equipos.** Los equipos que se utilizaron para la realización de probetas y ensayos fueron los siguientes: moldes de vidrio, calibrador pie de rey, Máquina universal, péndulo charpy entre otros.

Se fabricó moldes de vidrio para la elaboración de probetas para ensayos de tracción flexión e impacto. Se utilizó una tapa de vidrio para cubrir al molde como se muestra en la Figura 17.

Figura 17. Molde para probetas de ensayo



Fuente. Autores

Se utilizó la Máquina universal de ensayos Tinius Olsen con capacidad de carga de 100.000 kg, para ensayos de tracción y flexión ubicada en el laboratorio de Resistencia de Materiales que se indica en la Figura 18.

Figura 18. Máquina universal de ensayos



Fuente. Autores

Para los ensayos de impacto de las probetas se realizó en el péndulo de Charpy de impacto marca Ceast con capacidad de hasta 25 J como se observa en la Figura 19.

Figura 19. Péndulo de Charpy



Fuente. Autores

Con el fin de establecer la deformación de las probetas en los ensayos de tracción se utilizó un medidor Mitutoyo para la deformación que se indica en la Figura 20, y un calibrador para medir las dimensiones de las probetas que se observa en la Figura 21.

Figura 20. Deformímetro



Fuente. Autores

Figura 21. Calibrador pie de rey



Fuente. Autores

**3.6.1.2 Materiales.** En la fabricación de las probetas del material compuesto se utiliza resina poliéster con sus respectivos componentes.

Para la composición de la matriz polimérica se utilizó resina poliéster que es un líquido transparente, viscoso y el más utilizado para formación de productos plásticos reforzados con fibras (GMP PRODUCTOS QUIMICOS S.A.).

Figura 22. Resina poliéster



Fuente. Autores

El estireno es un líquido transparente que ayuda a la disolución viscosa de la resina poliéster para una correcta combinación de la matriz.

MECK líquido semi viscoso, incoloro, insoluble al agua y compatible con la resina poliéster.

Octoato de Cobalto es un componente de color violeta se emplea como acelerador de la matriz polimérica, juntos forman la matriz como se observa en la Figura 23.

Figura 23. Composición de la Matriz polimérica



Fuente. Autores

Se utilizó cera desmoldante, que crea una película entre las superficies de contacto para el retiro fácil de las probetas del molde como se indica en la Figura 24.

Figura 24. Cera desmoldante

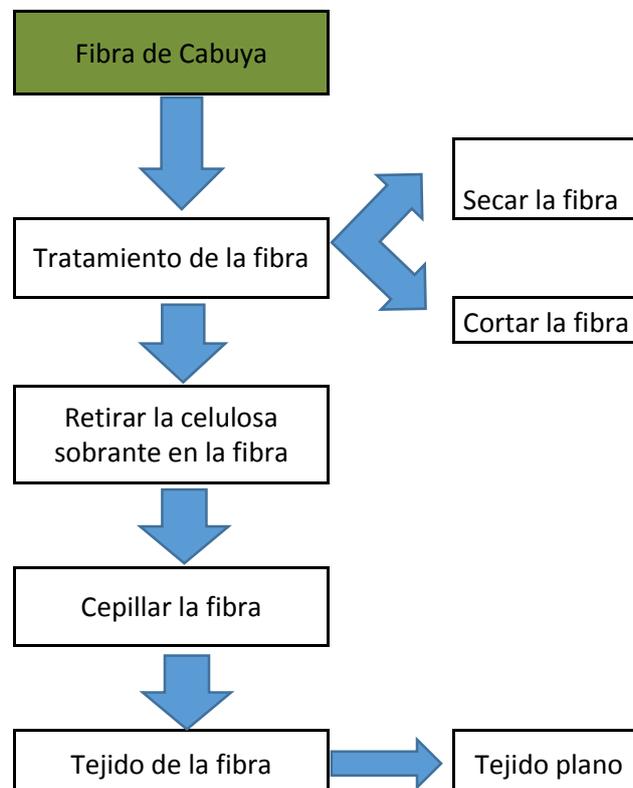


Fuente. Autores

**3.6.2 Metodología para la obtención de fibra de cabuya.** Se definieron estrategias metodológicas previas para el proceso de obtención de la fibra de cabuya. Para la obtención de la fibra de cabuya se buscó el lugar de venta de la cabuya ya procesada dentro de la provincia de Chimborazo Tabla 10.

A continuación se detalla el tratamiento a realizar de la fibra de cabuya.

Tabla 10. Tratamiento de la fibra de cabuya



Fuente. Autores

La fibra de cabuya se adquirió en el cantón Guano en la parroquia La Matriz y en Guanando se adquirió la fibra de cabuya tejida.

### **3.7 Procesos de fabricación del material compuesto**

Existen varios procesos para la fabricación de materiales compuestos tales como: estratificación manual, moldeo por extrusión, moldeo por inyección, moldeo por aspersión, moldeo por compresión, moldeo por pultrusión y moldeo por transferencia de resina (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 101).

El proceso elegido para la fabricación de probetas es mediante estratificación manual; ya que se debe considerar el proceso adecuado para obtener buenos resultados con bajos costos.

**3.7.1** *Estratificación manual.* Es la técnica más simple y antigua para obtener materiales compuestos para matriz con resina termoestable. El material de refuerzo puede presentarse en forma de fibra corta, fibra continua, tejido o no tejido y es adicionado en un porcentaje en volumen máximo del 40% (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 102).

Algunas ventajas de este proceso es su simple operación por lo que permite elaborar piezas de diversos tamaños con alto contenido de refuerzo y baja inversión, por lo que no requiere aplicación de calor y sus reactivos son baratos y la dificultad de controlar el espesor de la pieza y un buen acabado en solo una de sus caras (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 103).

**3.7.2** *Selección de la fracción volumétrica de la fibra natural.* Para determinar las fracciones volumétricas tanto para la matriz como para el refuerzo se considera la regla de mezclas que se plateo en el literal 2.7.3.

La densidad del material compuesto se calculó mediante gravimetría que consiste en utilizar una probeta de 250 cc, se deposita a temperatura ambiente agua una cantidad de 200 cc posteriormente se deposita la probeta de flexión hasta que este sumergido por

completo; se observó un cambio en el volumen original depositado en la probeta de 10.25 cc como se indica en la Figura 25 y se determinó que la probeta poseía una masa de 12.6 gr como se indica en la Figura 26, mediante una balanza digital obteniendo una densidad de 1.229 gr/cc para el material compuesto reforzado con cabuya.

Figura 25. Volumen de la matriz compuesta con refuerzo de cabuya



Fuente. Autores

Figura 26. Masa de la matriz compuesta con refuerzo de cabuya



Fuente. Autores

Se considera:

- Densidad del compuesto= 1.229 gr/cc
- Densidad de la matriz= 1.20 gr/cc
- Densidad del refuerzo= 1.30 gr/cc
- $f_m = 1 - f_f$

$$\rho_c = f_m \rho_m + f_f \rho_f$$

$$\rho_c = (1 - f_f) \rho_m + f_f \rho_f$$

$$1.229 \frac{gr}{cc} = (1 - f_f) 1.20 \frac{gr}{cc} + f_f (1.30 \frac{gr}{cc})$$

$$1.229 \frac{gr}{cc} = 1.20 \frac{gr}{cc} - f_f (1.20 \frac{gr}{cc}) + f_f (1.30 \frac{gr}{cc})$$

$$1.229 \frac{gr}{cc} - 1.20 \frac{gr}{cc} = f_f (1.30 \frac{gr}{cc}) - f_f (1.20 \frac{gr}{cc})$$

$$0.029 \frac{gr}{cc} = f_f (0.1 \frac{gr}{cc})$$

$$f_f = 0.29 = 30\%$$

Se propone tres fracciones volumétricas de fibras las cuales son: 25%, 30% y 40% esto consistía de fibra larga para el caso de la cabuya y para fibra de cabuya tejida 25%, 30% y 35%, con estas fracciones volumétricas se construyen probetas de material compuesto para caracterizarlas mecánicamente mediante ensayos de tracción, flexión e impacto como se indica en la Figura 27.

Figura 27. Fracción volumétrica de la fibra natural.



Fuente. Autores

Al elaborar las probetas de resina poliéster más fibra continua (fibra larga), se presentan problemas con respecto a la alineación de las fibras al momento de colocar en el molde por lo que tienden a deslizarse de su posición inicial al momento de poner la resina poliéster, para que no ocurra este problema se realiza un pre mojado de las fibras, así permite un mejor contacto de la fibra con la resina (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 226).

Al superar el 30% de fracción volumétrica de la fibra se produce la declinación o migración del refuerzo del molde; siendo esta fracción la saturación del material; así lo explica también (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 226).

**3.7.3** *Tiempos de curado de las probetas.* El tiempo de curado es importante para la evolución de propiedades, el proceso de caracterización se debe realizar cuando el curado este completo. El curado requiere mínimo de 15 días a temperatura ambiente, pero existe la posibilidad de reducir el tiempo de curado mediante la utilización de un horno; a 40 °C en un tiempo entre 16 y 24 horas, según (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 240).

A continuación se muestra en la Tabla. 11, los tiempos de curado de cada una de las configuraciones del material compuesto.

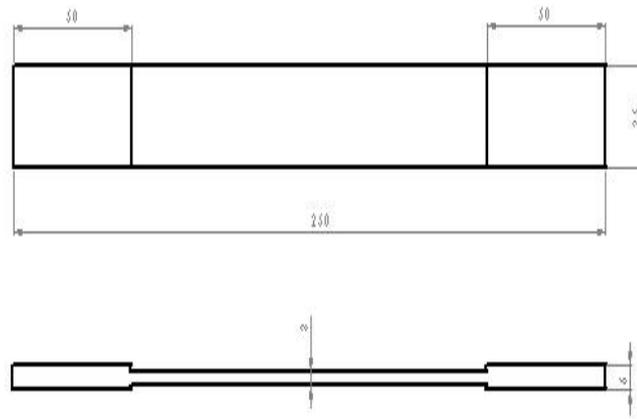
Tabla 11. Tiempos de curado de las probetas de matriz polimérica y refuerzo fibra de cabuya

<b>Tiempo de curado de las probetas a caracterizar</b>	
<b>F.C.L. 40%</b>	Material compuesto reforzado con el 40% de fracción volumétrica de fibra larga de cabuya, Gelificación (2 a 3) minutos, Endurecimiento (10 a 12) minutos y curado final de 15 días a temperatura ambiente
<b>F.C.L. 30%</b>	Material compuesto reforzado con el 30% de fracción volumétrica de fibra larga de cabuya, Gelificación (2 a 3) minutos, Endurecimiento (10 a 12) minutos y curado final de 15 días a temperatura ambiente
<b>F.C.L. 25%</b>	Material compuesto reforzado con el 25% de fracción volumétrica de fibra larga de cabuya, Gelificación (2 a 3) minutos, Endurecimiento (10 a 12) minutos y curado final de 15 días a temperatura ambiente
<b>T.C.N. 35%</b>	Material compuesto reforzado con el 35% de fracción volumétrica de fibra tejida normal de cabuya, Gelificación (2 a 3) minutos, Endurecimiento (10 a 12) minutos y curado final de 15 días a temperatura ambiente
<b>T.C.N. 30%</b>	Material compuesto reforzado con el 30% de fracción volumétrica de fibra tejida normal de cabuya, Gelificación (2 a 3) minutos, Endurecimiento (10 a 12) minutos y curado final de 15 días a temperatura ambiente
<b>T.C.N. 25%</b>	Material compuesto reforzado con el 25% de fracción volumétrica de fibra tejida normal de cabuya, Gelificación (2 a 3) minutos, Endurecimiento (10 a 12) minutos y curado final de 15 días a temperatura ambiente

Fuente. Autores

**3.7.4** *Elaboración de probetas de tracción flexión e impacto.* La elaboración de probetas de tracción se realizó para pruebas de tracción descritas en la norma ASTM - D 3039 para materiales compuestos de matriz polimérica, utilizando el molde antes descrito y con las medidas que indica la norma Figura 28.

Figura 28. Dimensiones de la probeta de tracción



Fuente. Norma ASTM D – 3039

Se construyeron 60 probetas de tracción las cuales fueron adecuadas para cada fibra y cada fracción volumétrica (25, 30, 35 y 40) %, con el fin de tener valores más reales y confiables en los ensayos a realizarse. A cada una de las probetas se les dio un tratamiento adecuado de curado de 15 días a temperatura ambiente, para así obtener las mejores características que con el tiempo brinda el material compuesto.

Tabla 12. Número de probetas de tracción a ensayar

<b>Probetas de tracción según fracción volumétrica</b>				
<b>Tipo de material</b>	<b>Volumen de refuerzo (%)</b>	<b>N. de Probetas</b>	<b>Tipo de Ensayo</b>	<b>Norma</b>
Tejido plano de Cabuya	35	10	Tracción	ASTM-D 3039
	30	10	Tracción	ASTM-D 3039
	25	10	Tracción	ASTM-D 3039
Fibra larga de Cabuya	40	10	Tracción	ASTM-D 3039
	30	10	Tracción	ASTM-D 3039
	25	10	Tracción	ASTM-D 3039
<b>Probetas totales</b>		<b>60</b>		

Fuente. Autores

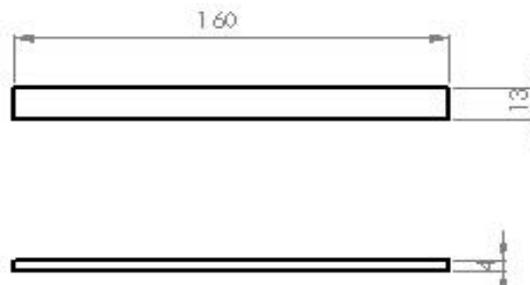
Figura 29. Probetas de tracción a ensayar construidas



Fuente. Autores

Las probetas de flexión fueron realizadas según la norma ASTM - D 7264 y el número y la fracción volumétrica depende de los mejores resultados obtenidos en los ensayos de tracción. Las dimensiones de las probetas se muestran en la Figura 30.

Figura 30. Dimensiones de la probeta de flexión



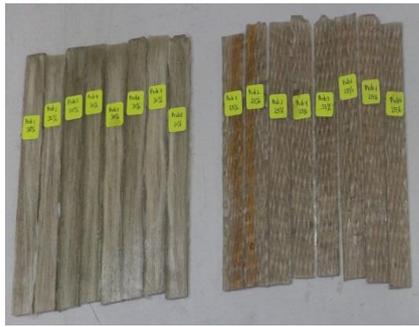
Fuente. Norma ASTM D – 7264

Tabla 13. Probetas de flexión a ensayar

Probetas de flexión según fracción volumétrica				
Tipo de material	Volumen de refuerzo (%)	N. de Probetas	Tipo de Ensayo	Norma
Tejido plano de Cabuya	35	Según resultados de ensayos a tracción	Flexión	ASTM-D 7264
	30		Flexión	ASTM-D 7264
	25		Flexión	ASTM-D 7264
Fibra larga de Cabuya	40		Flexión	ASTM-D 7264
	30		Flexión	ASTM-D 7264
	25		Flexión	ASTM-D 7264

Fuente. Autores

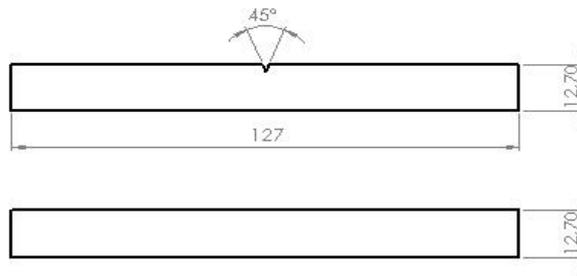
Figura 31. Probetas de flexión a ensayar construidas



Fuente. Autores

Para la elaboración de las probetas de impacto se dimensiono según la norma ASTM - D 6110, tomando en cuenta que la cantidad de probetas y la fracción volumétrica depende de los mejores resultados de los ensayos de tracción y flexión como se indica en la Figura 32.

Figura 32. Dimensiones de la probeta de impacto



Fuente. Norma ASTM D – 6110

Tabla 14. Probetas de impacto a ensayar

<b>Probetas de impacto según fracción volumétrica</b>				
<b>Tipo de material</b>	<b>Volumen de refuerzo (%)</b>	<b>N. de Probetas</b>	<b>Tipo de Ensayo</b>	<b>Norma</b>
Tejido plano de Cabuya	35	Según resultados de ensayos a Tracción y Flexión	Impacto	ASTM-D 6110
	30		Impacto	ASTM-D 6110
	25		Impacto	ASTM-D 6110
Fibra larga de Cabuya	40		Impacto	ASTM-D 6110
	30		Impacto	ASTM-D 6110
	25		Impacto	ASTM-D 6110

Fuente. Autores

Figura 33. Probetas de impacto a ensayar construidas



Fuente. Autores

### 3.8 Caracterización del nuevo material a utilizar

En este apartado se muestra los resultados obtenidos de los ensayos realizados en el laboratorio de Resistencia de Materiales para este estudio, según las normas correspondientes para dichas pruebas. Los resultados de los ensayos fueron tabulados en Excel donde se muestran propiedades mecánicas como deformación máxima, esfuerzo máximo, elongación.

**3.8.1 Ensayos destructivos.** Para cada fracción volumétrica y configuración se fabricó 10 probetas y al momento de tabular resultados se utilizó los datos de 7 probetas descartando aquellos que estaban alejados de los valores promedio.

**3.8.1.1 Tracción.** Es el ensayo comúnmente más realizado donde el material se deforma hasta su rotura mediante la aplicación de una fuerza uniaxial a lo largo del eje principal (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 68).

Para el ensayo a tracción se toma en cuenta los parámetros establecidos en la Tabla. 13 y las correspondientes ecuaciones (4,5 y 6) para establecer sus propiedades mecánicas.

- Esfuerzo máximo. Bajo características y dimensiones geométricas establecidas en la norma ASTM – D 3039 se caracterizaron las probetas con material compuesto con su respectiva fracción volumétrica como muestra la Tabla. 13. El esfuerzo máximo se determinó bajo la siguiente ecuación:

$$\sigma_{max} = \frac{F}{A} \quad (4)$$

Dónde:

$\sigma_{max}$  = Esfuerzo Máximo (MPa).

F = Carga máxima o fuerza aplicada (Kgf).

A = Área de la sección transversal (mm<sup>2</sup>).

- Deformación. La deformación se determinó bajo la siguiente ecuación:

$$\varepsilon = \frac{l_f - l_o}{l_o} \quad (5)$$

Dónde:

$\varepsilon$  = Elongación.

$l_f$  = Longitud final (mm).

$l_o$  = Longitud inicial (mm).

- Módulo de elasticidad. El módulo de elasticidad o también denominado módulo de Young se determinó mediante la siguiente ecuación:

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon} \quad (6)$$

Dónde:

E = Módulo de elasticidad.

$\sigma_{max}$  = Esfuerzo Máximo (MPa).

$\varepsilon$  = Elongación.

En función de la norma E 111 específica:

En las siguientes fichas técnicas se muestra la caracterización de siete probetas elaboradas por los autores bajo las necesidades y condiciones del estudio según la normativa ASTM para ensayos de materiales compuestos plásticos, adaptado para ensayos de materiales compuestos donde se indica tablas y gráficos de resultados.

Ficha Técnica 1. Análisis de probetas a tracción con refuerzo de cabuya fibra larga (40, 30,25) %

 <b>ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DE CHIMBORAZO</b> 						
<b>FIBRA LARGA DE CABUYA 40%</b>						
<b>Laboratorio de Resistencia de Materiales de la Facultad de "Mecánica"</b>						
Máquina:	Máquina Universal Tinius Olsen					
Tipo de Ensayo:	Tracción	Norma:	ASTM D 3039			
Matriz:	Resina Poliéster	Fracc. Volumétrica	60%			
Refuerzo:	Fibra Larga de Cabuya	Fracc. Volumétrica	40%			
Estratificación:	Manual/Compresión	Velocidad de Ensayo	2 mm/min			
Dimensión de Probeta (mm)	250 x 25 x espesor	Número de Probetas	7			
Espesor Promedio	3,6	Responsable:	Ing. Caicedo I.			
<b>DATOS Y RESULTADOS</b>						
#	Carga Máxima (Kg)	Deformación Máxima (mm)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (MPa)	Elongación (mm)	Módulo de Elasticidad (MPa)
1	300	0,42	2940	32,67	0,0083	3936
2	420	0,51	4116	45,73	0,0102	4475
3	280	0,31	2744	30,49	0,0062	4933
4	460	0,74	4508	50,09	0,0147	3407
5	420	0,66	4116	45,73	0,0132	3459
6	380	0,74	3724	41,38	0,0148	2792
7	500	0,82	4900	54,44	0,0164	3320
<b>Promedio</b>	<b>394</b>	<b>0,60</b>	<b>3864</b>	<b>42,93</b>	<b>0,0120</b>	<b>3760</b>
Desv. Estándar	80,59	0,19	789,81	8,78	0,0038	737,61
<b>FIBRA LARGA DE CABUYA 30%</b>						
<b>Laboratorio de Resistencia de Materiales de la Facultad de "Mecánica"</b>						
Máquina:	Máquina Universal Tinius Olsen					
Tipo de Ensayo:	Tracción	Norma:	ASTM D 3039			
Matriz:	Resina Poliéster	Fracc. Volumétrica	70%			
Refuerzo:	Fibra Larga de Cabuya	Fracc. Volumétrica	30%			
Estratificación:	Manual/Compresión	Velocidad de Ensayo	2 mm/min			
Dimensión de Probeta (mm)	250 x 25 x espesor	Número de Probetas	7			
Espesor Promedio	3,2	Responsable:	Ing. Caicedo I.			
<b>DATOS Y RESULTADOS</b>						
#	Carga Máxima (Kg)	Deformación Máxima (mm)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (MPa)	Elongación (mm)	Módulo de Elasticidad (MPa)
1	400	0,59	3920	49,00	0,0119	4125

2	420	0,64	4116	51,45	0,0128	4013
3	420	0,58	4116	51,45	0,0116	4451
4	460	0,74	4508	56,35	0,0147	3833
5	440	0,63	4312	53,90	0,0126	4291
6	480	0,67	4704	58,80	0,0133	4421
7	480	0,74	4704	58,80	0,0148	3968
<b>Promedio</b>	<b>443</b>	<b>0,65</b>	<b>4340</b>	<b>54,25</b>	<b>0,0131</b>	<b>4157</b>
Desv. Estándar	31,47	0,06	308,42	3,86	0,0013	236,78

### FIBRA LARGA DE CABUYA 25%

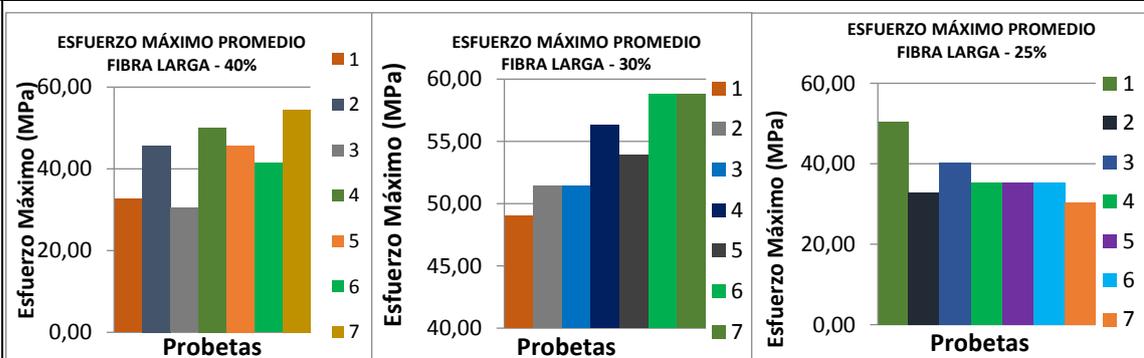
#### Laboratorio de Resistencia de Materiales de la Facultad de "Mecánica"

Máquina:	Máquina Universal Tinius Olsen		
Tipo de Ensayo:	Tracción	Norma:	ASTM D 3039
Matriz:	Resina Poliéster	Fracc. Volumétrica	75%
Refuerzo:	Fibra Larga de Cabuya	Fracc. Volumétrica	25%
Estratificación:	Manual/Compresión	Velocidad de Ensayo	2 mm/min
Dimensión de Probeta (mm)	250 x 25 x espesor	Número de Probetas	7
Espesor Promedio	3,1	Responsable:	Ing. Caicedo I.

#### DATOS Y RESULTADOS

#	Carga Máxima (Kg)	Deformación Máxima (mm)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (MPa)	Elongación (mm)	Módulo de Elasticidad (MPa)
1	400	0,47	3920	50,58	0,0094	5381
2	260	0,47	2548	32,88	0,0095	3468
3	320	0,46	3136	40,46	0,0091	4427
4	280	0,35	2744	35,41	0,0070	5058
5	280	0,35	2744	35,41	0,0070	5029
6	280	0,49	2744	35,41	0,0098	3606
7	240	0,39	2352	30,35	0,0077	3921
<b>Promedio</b>	<b>294</b>	<b>0,43</b>	<b>2884</b>	<b>37,21</b>	<b>0,0085</b>	<b>4413</b>
Desv. Estándar	52,55	0,06	515,03	6,65	0,0012	765,94

#### REPRESENTACIÓN EN GRÁFICAS



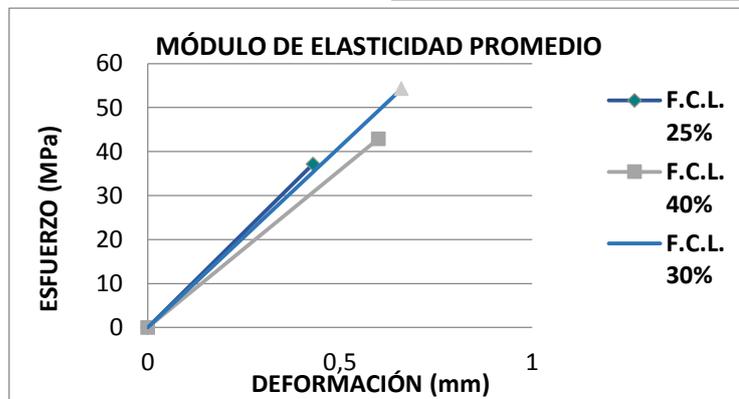
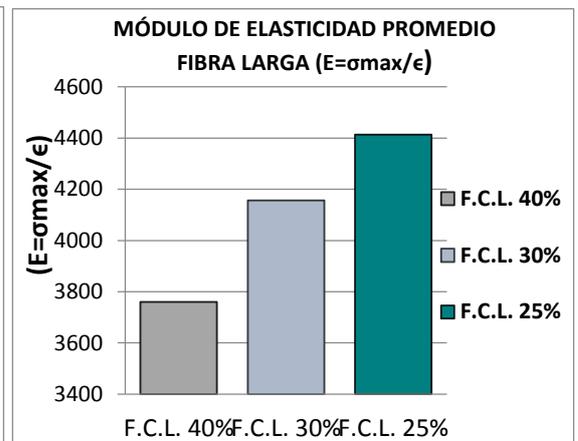
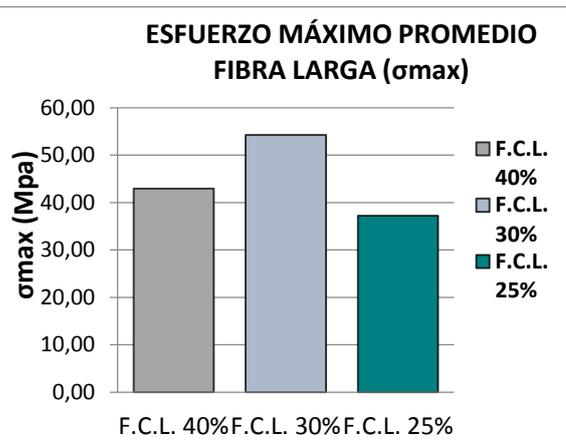
#### FOTOS DEL ENSAYO



Tipo de falla:	Comportamiento frágil
Inicio de falla:	Falla en la matriz ya que las fibras no se rompen con facilidad
Zona de fractura:	Parte inferior media de la probeta y parte superior de la probeta
Observación:	Buena adherencia entre matriz y fibra, indica que las propiedades mecánicas son mejores

### RESULTADOS PROMEDIOS

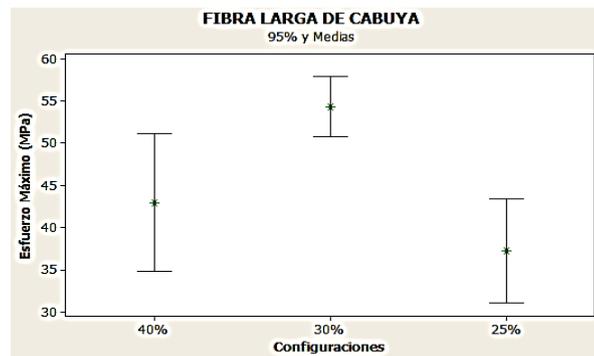
#	Carga Máxima (Kg)	Deformación Máxima (mm)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (MPa)	Elongación (mm)	Módulo de Elasticidad (MPa)
F.C.L. 40%	394	0,60	3864	42,93	0,0120	3760
F.C.L. 30%	443	0,66	4341	54,25	0,0131	4157
F.C.L. 25%	294	0,43	2881	37,21	0,0085	4413



Fuente. Autores

Una vez realizada la tabulación de datos se valida con el método estadístico ANOVA el que analiza las diferencias de medias entre las muestras de las propiedades mecánicas con un nivel de confianza del 95% con el apoyo de software mediante un contraste de hipótesis donde se analiza la varianza.

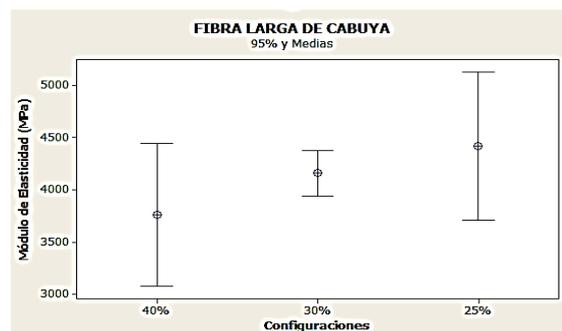
Figura 34. Esfuerzo Máximo a la tracción de las tres configuraciones de fibra larga



Fuente. Autores

En la Figura 34 se muestra una diferencia estadística del Esfuerzo Máximo de las tres configuraciones del material compuesto con fibra de cabuya larga. Al comparar estos tres valores se observa que en la configuración de 40% y 25% existe una variación significativa en el límite superior e inferior del Esfuerzo Máximo con relación a la configuración de 30 % su media es superior a las configuraciones 40% y 25%.

Figura 35. Elasticidad Máxima a tracción de las tres configuraciones de F.C.L



Fuente. Autores

Al comparar estos tres valores se observa que en la configuración de 40% y 25% existe una variación significativa en el límite superior e inferior del Módulo de Elasticidad con

relación a la configuración de 30 % ya que los datos de esta configuración son más reales al no existir una gran variación en la toma de los mismos.

Del análisis de resultados obtenidos de los ensayos de tracción para la configuración de la fibra larga de cabuya se obtuvo resultados promedio de Esfuerzo Máximo y Modulo de elasticidad, se determinó que F.C.L. 40% y la F.C.L. 25% presentaron menor combinación de propiedades mecánicas a ensayos de tracción, por lo que estas configuraciones de material compuesto son rechazadas y no continúan a la siguiente etapa.

La configuración del material compuesto F.C.L. 30% tuvo un mejor comportamiento de propiedades mecánicas dentro de los parámetros de comparación de acuerdo al nivel de confianza del 95%, por lo que se determina que esta configuración continúa a la siguiente etapa del estudio.

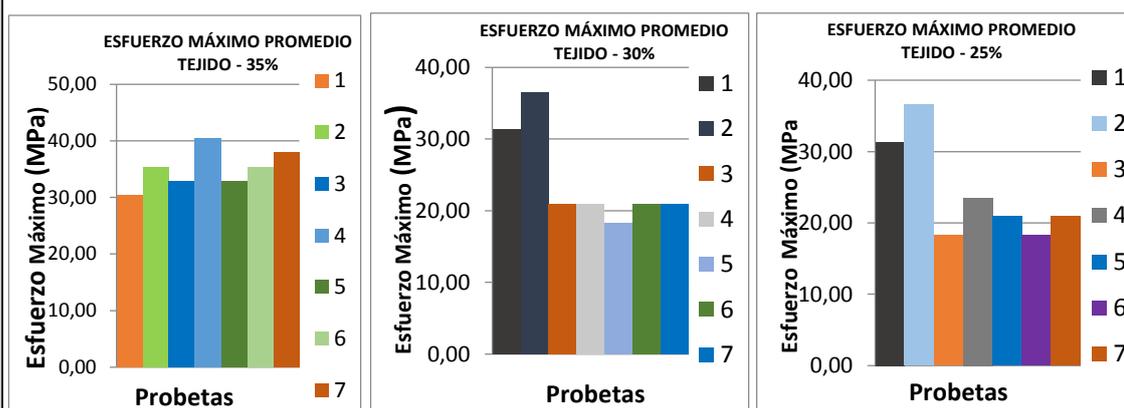
Ficha Técnica 2. Análisis de probetas a tracción con refuerzo de cabuya tejida (35, 30,25) %

 <b>ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DE CHIMBORAZO</b> 						
<b>TEJIDO DE CABUYA 35%</b>						
<b>Laboratorio de Resistencia de Materiales de la Facultad de "Mecánica"</b>						
Máquina:	Máquina Universal Tinius Olsen					
Tipo de Ensayo:	Tracción					
Matriz:	Resina Poliéster					
Refuerzo:	Tejido de Cabuya					
Estratificación:	Manual/Compresión					
Dimensión de Probeta (mm)	250 x 25 x espesor					
Espeor Promedio	3,1					
Norma:	ASTM D 3039					
Fracc. Volumétrica	65%					
Fracc. Volumétrica	35%					
Velocidad de Ensayo	2 mm/min					
Número de Probetas	7					
Responsable:	Ing. Caicedo I.					
<b>DATOS Y RESULTADOS</b>						
#	Carga Máxima (Kg)	Deformación Máxima (mm)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (MPa)	Elongación (mm)	Módulo de Elasticidad (MPa)
1	240	0,63	2352	30,35	0,0125	2428
2	280	0,71	2744	35,41	0,0143	2483
3	260	0,82	2548	32,88	0,0164	2007

4	320	0,77	3136	40,46	0,0155	2617
5	260	0,71	2548	32,88	0,0143	2306
6	280	0,79	2744	35,41	0,0157	2255
7	300	0,64	2940	37,94	0,0128	2959
<b>Promedio</b>	<b>277</b>	<b>0,72</b>	<b>2716</b>	<b>35,05</b>	<b>0,0145</b>	<b>2436</b>
Desv. Estándar	26,90	0,07	263,66	3,40	0,0015	300,66
<b>TEJIDO DE CABUYA 30%</b>						
Lugar:	Laboratorio de Resistencia de Materiales de la Facultad de "Mecánica"					
Máquina:	Máquina Universal Tinius Olsen					
Tipo de Ensayo:	Tracción	Norma:	ASTM D 3039			
Matriz:	Resina Poliéster	Fracc. Volumétrica	70%			
Refuerzo:	Tejido de Cabuya	Fracc. Volumétrica	30%			
Estratificación:	Manual/Compresión	Velocidad de Ensayo	2 mm/min			
Dimensión de Probeta (mm)	250 x 25 x espesor	Número de Probetas	7			
Espesor Promedio	3	Responsable:	Ing. Caicedo I.			
<b>DATOS Y RESULTADOS</b>						
#	Carga Máxima (Kg)	Deformación Máxima (mm)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (MPa)	Elongación (mm)	Módulo de Elasticidad (MPa)
1	180	0,46	1764	31,36	0,0092	3401
2	160	0,37	1568	36,59	0,0074	4944
3	160	0,34	1568	20,91	0,0069	3048
4	160	0,36	1568	20,91	0,0071	2936
5	140	0,43	1372	18,29	0,0086	2117
6	160	0,44	1568	20,91	0,0088	2365
7	160	0,45	1568	20,91	0,0090	2313
<b>Promedio</b>	<b>160</b>	<b>0,41</b>	<b>1568</b>	<b>24,27</b>	<b>0,0082</b>	<b>3018</b>
Desv. Estándar	11,55	0,05	113,16	6,87	0,0010	966,06
<b>TEJIDO DE CABUYA 25%</b>						
Lugar:	Laboratorio de Resistencia de Materiales de la Facultad de "Mecánica"					
Máquina:	Máquina Universal Tinius Olsen					
Tipo de Ensayo:	Tracción	Norma:	ASTM D 3039			
Matriz:	Resina Poliéster	Fracc. Volumétrica	75%			
Refuerzo:	Tejido de Cabuya	Fracc. Volumétrica	25%			
Estratificación:	Manual/Compresión	Velocidad de Ensayo	2 mm/min			
Dimensión de Probeta (mm)	250 x 25 x espesor	Número de Probetas	7			
Espesor Promedio	3	Responsable:	Ing. Caicedo I.			
<b>DATOS Y RESULTADOS</b>						
#	Carga Máxima (Kg)	Deformación Máxima (mm)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (MPa)	Elongación (mm)	Módulo de Elasticidad (MPa)

1	160	0,73	1568	31,36	0,0146	2145
2	160	0,41	1568	36,59	0,0083	4429
3	140	0,29	1372	18,29	0,0059	3122
4	180	0,25	1764	23,52	0,0049	4800
5	160	0,36	1568	20,91	0,0071	2945
6	140	0,34	1372	18,29	0,0068	2698
7	160	0,36	1568	20,91	0,0071	2945
<b>Promedio</b>	<b>157</b>	<b>0,39</b>	<b>1540</b>	<b>24,27</b>	<b>0,0078</b>	<b>3298</b>
Desv. Estándar	13,80	0,16	135,25	7,03	0,0032	957,96

### REPRESENTACIÓN EN GRÁFICAS



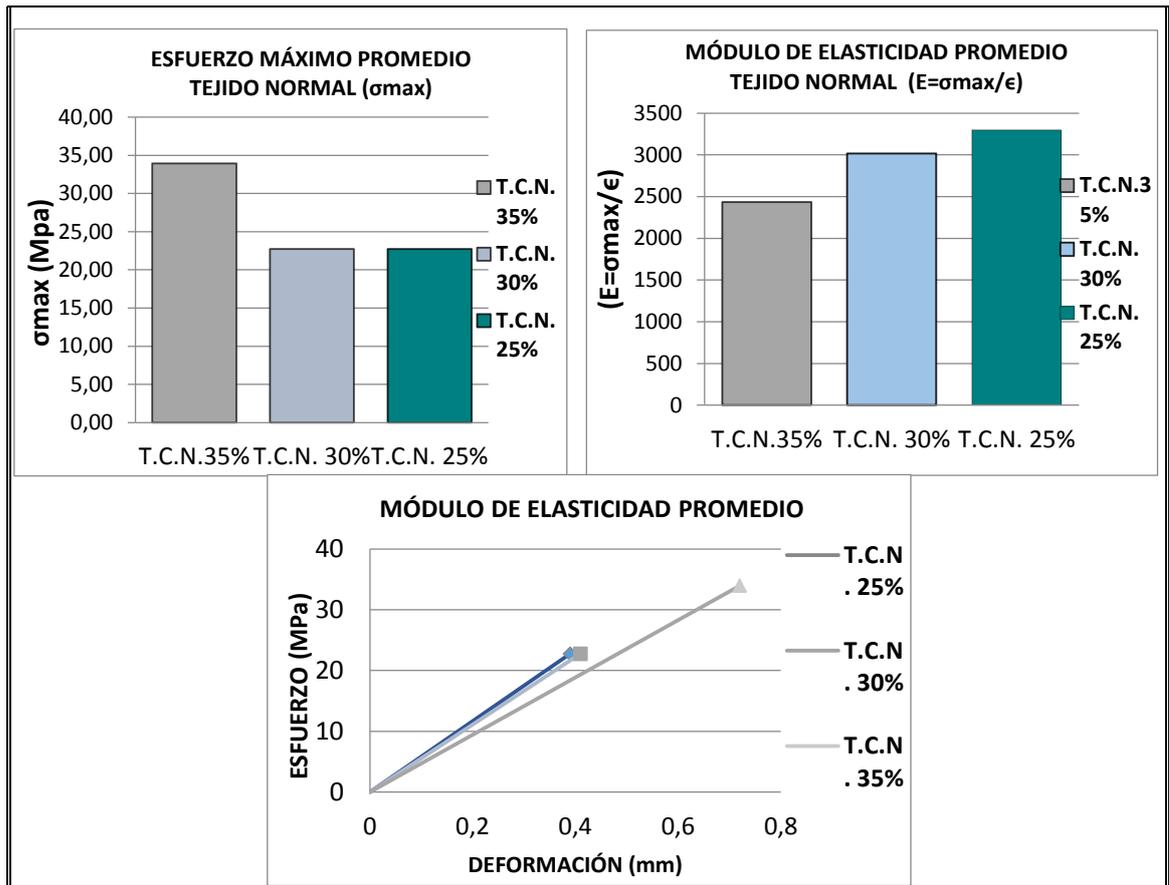
### FOTOS DEL ENSAYO



Tipo de falla:	Fractura frágil
Inicio de falla:	Inicio de falla como en la matriz y en la fibra
Zona de fractura:	Parte central superior de las probetas (35 y 30) %, parte central inferior 25%
Observaciones:	Buena adherencia entre matriz y fibra los dos se fracturan al mismo tiempo

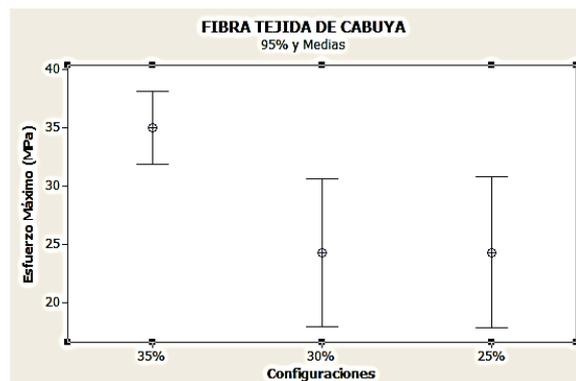
### RESULTADOS PROMEDIOS

#	Carga Máxima (Kg)	Deformación Máxima (mm)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (MPa)	Elongación (mm)	Módulo de Elasticidad (MPa)
T.C.N.35%	277	0,72	2716	33,95	0,0145	2436
T.C.N. 30%	160	0,41	1568	22,75	0,0082	3018
T.C.N. 25%	157	0,39	1539	22,75	0,0078	3298



Fuente. Autores

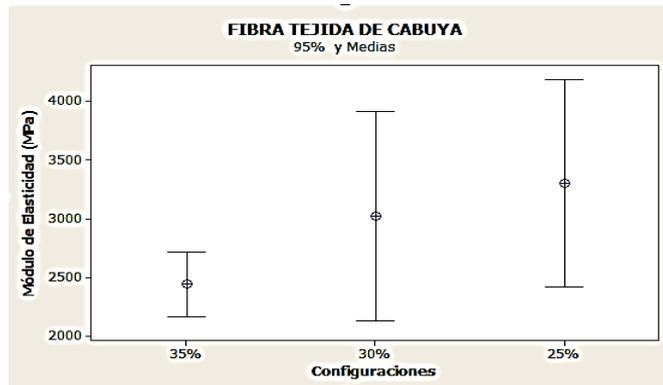
Figura 36. Esfuerzo Máximo a la tracción de las tres configuraciones de tejido de cabuya



Fuente. Autores

En la Figura 36 se muestra una diferencia estadística del Esfuerzo Máximo de las tres configuraciones del material compuesto con fibra tejida de cabuya. Al comparar estos tres valores se observa que en la configuración de 30% y 25% existe una variación significativa en el límite superior e inferior del Esfuerzo Máximo con relación a la configuración de 35 % su media es superior a las configuraciones 30% y 25%.

Figura 37. Módulo de Elasticidad Máximo a la tracción de las tres configuraciones de tejido de cabuya



Fuente. Autores

Al comparar estos tres valores se observa que en la configuración de 30% y 25% existe una variación significativa en el límite superior e inferior del Módulo de Elasticidad con relación a la configuración de 35% ya que los datos de esta configuración son más reales al no existir una gran variación en la toma de los mismos.

Del análisis de resultados obtenidos de los ensayos de tracción para la configuración de fibra tejida normal de cabuya se obtuvo resultados promedio de Esfuerzo Máximo y Modulo de elasticidad, se determinó que T.C.N. 30% y la T.C.N. 25% presentaron menor combinación de propiedades mecánicas a ensayos de tracción, por lo que estas configuraciones de material compuesto son rechazadas y no continúan a la siguiente etapa.

Mientras la configuración del material compuesto T.C.N. 35% tuvo un comportamiento de propiedades mecánicas y un esfuerzo a la tracción más aceptable, aunque el módulo de elasticidad es menos aceptable que las otras configuraciones se espera que sea un buen prospecto dentro de los parámetros de comparación y un nivel de confianza (95%), por lo que se determina que esta configuración continúa a la siguiente etapa de la evaluación.

Una vez terminados los ensayos de tracción y el análisis y comparación de resultados los materiales compuestos que tuvieron las mejores propiedades mecánicas a tracción fueron las siguientes configuraciones:

- F.C.L. con volumen de fibra del 30%.
- T.C.N. con volumen de fibra del 35%.

Estas configuraciones son las que pasan a la siguiente etapa de evaluación por tal razón se fabricaron siete probetas tanto para flexión como impacto con las configuraciones antes mencionadas.

**3.8.1.2 Flexión.** Este método de ensayo determina la rigidez a la flexión y propiedades de resistencia de un compuesto de matriz polimérica con las correspondientes ecuaciones (7 y 8) (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 69).

- Esfuerzo máximo de flexión. Las siete probetas se sometieron a una carga y velocidad constante aplicada en la longitud media de la probeta, para así obtener la deflexión máxima. La ecuación del esfuerzo máximo de flexión está dada por:

$$\sigma_{\max f} = \frac{3FL}{2bh^2} \quad (7)$$

Dónde:

$\sigma_{\max f}$  = Esfuerzo máximo de flexión (MPa)

F = Fuerza aplicada (N)

L = Longitud entre apoyos (32h) (mm)

b = Ancho de la probeta (mm)

h = Espesor de la probeta (mm)

- Deflexión.- El esfuerzo se trata en función de deflexiones por lo que es necesario determinar el valor máximo antes de la fractura de la probeta.
- Módulo de flexión.- Es la relación entre el esfuerzo máximo de la fibra con la deformación máxima, se calcula en la región elástica por la siguiente ecuación.

$$E_f = \frac{L^3 F}{4bh^3 \delta} \quad (8)$$

Dónde:

$E_f$  = Módulo de flexión (MPa)

F = Fuerza aplicada (N)

L = Longitud entre apoyos (32h) (mm)

b = Ancho de la probeta (mm)

h = Espesor de la probeta (mm)

$\delta$  = Deflexión de la probeta (mm)

En las siguientes fichas técnicas se muestra la caracterización de siete probetas elaboradas por los autores bajo las necesidades y condiciones del estudio según la normativa ASTM para ensayos de materiales compuestos plásticos, adaptado para ensayos de materiales compuestos a flexión donde se muestran tablas y graficas de resultados obtenidos.

Ficha Técnica 3. Análisis de probetas a flexión con refuerzo de fibra y tejido de cabuya respectivamente (30 y 35) %

 <b>ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DE CHIMBORAZO</b> 					
<b>FIBRA LARGA DE CABUYA 30%</b>					
<b>Laboratorio de Resistencia de Materiales de la Facultad de "Mecánica"</b>					
Maquina:	Máquina Universal Tinius Olsen				
Tipo de Ensayo:	Flexión	Norma:	ASTM D 7264		
Matriz:	Resina Poliéster	Fracc. Volumétrica	70%		
Refuerzo:	Fibra Larga de Cabuya	Fracc. Volumétrica	30%		
Estratificación:	Manual/Compresión	Velocidad de Ensayo	1 mm/min		
Dimensión de Probeta (mm)	160 x 13 x espesor	Número de Probetas	7		
Espesor Promedio	4,1	Responsable:	Ing. Caicedo I.		
<b>DATOS Y RESULTADOS</b>					
#	Carga Máxima (Kg)	Deflexión Máxima Ruptura (mm)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (MPa)	Módulo de Flexión (Mpa)
1	12	24,50	118	106	3025
2	16	21,00	157	141	4705
3	10	25,50	98	88	2422

4	14	25,95	137	124	3332
5	10	25,75	98	88	2398
6	15	19,15	147	132	4837
7	11	20,85	108	97	3258
<b>PROMEDIO</b>	<b>12,6</b>	<b>23,24</b>	<b>123</b>	<b>111</b>	<b>3425</b>
<b>Desv. Estándar</b>	<b>2,44</b>	<b>2,82</b>	<b>24</b>	<b>22</b>	<b>991</b>

### FOTOS DEL ENSAYO



Tipo de falla:	Fractura frágil
Inicio de falla:	Inicio de falla en la matriz, las fibras no se rompen con facilidad
Zona de fractura:	Parte central de la probeta
Observación:	Buena adherencia entre matriz y la fibra

### FIBRA DE CABUYA TEJIDA 35%

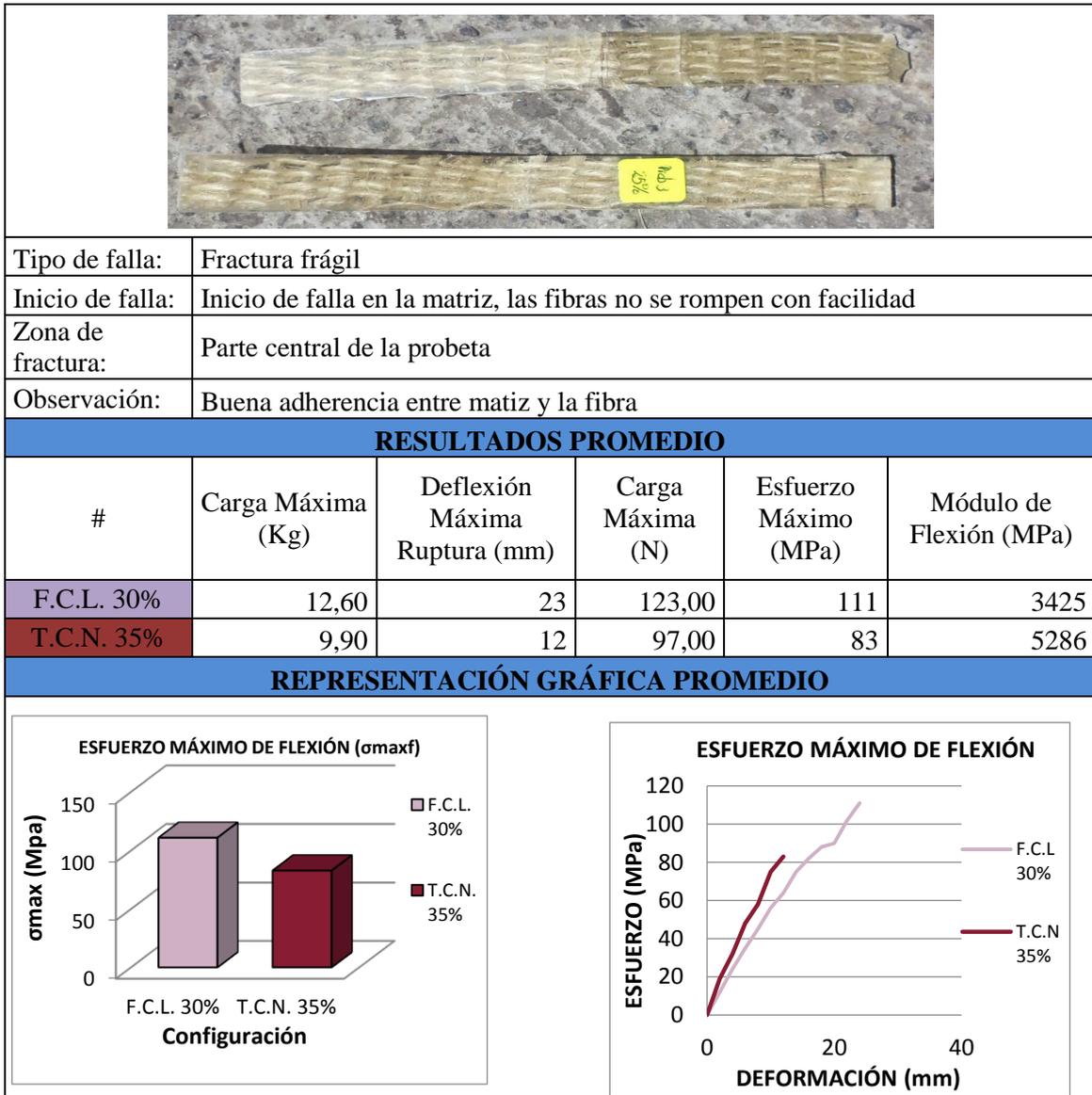
#### Laboratorio de Resistencia de Materiales de la Facultad de "Mecánica"

Maquina:	Máquina Universal Tinius Olsen		
Tipo de Ensayo:	Flexión	Norma:	ASTM D 7264
Matriz:	Resina Poliéster	Fracc. Volumétrica	65%
Refuerzo:	Fibra de Cabuya Tejida	Fracc. Volumétrica	35%
Estratificación:	Manual/Compresión	Velocidad de Ensayo	1 mm/min
Dimensión de Probeta (mm)	160 x 13 x espesor	Número de Probetas	7
Espesor Promedio	4,3	Responsable:	Ing. Caicedo I.

### DATOS Y RESULTADOS

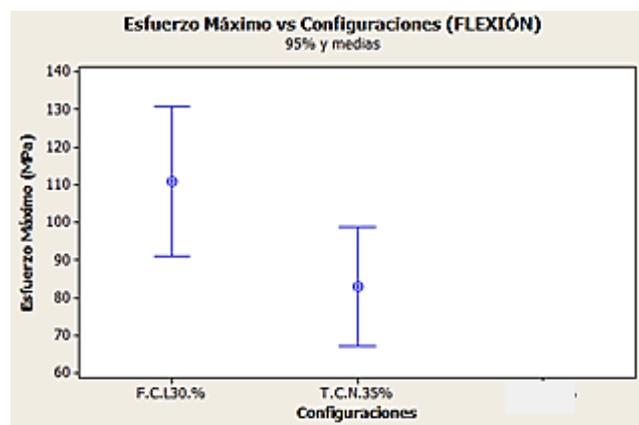
#	Carga Máxima (Kg)	Deflexión Máxima Ruptura (mm)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (MPa)	Módulo de Flexión (MPa)
1	9	11,75	88	76	4730
2	11	12,25	108	93	5545
3	7	8,00	69	59	5404
4	10	11,25	98	84	5489
5	8	13,50	78	67	3660
6	13	11,25	127	109	7136
7	11	13,50	108	93	5032
<b>PROMEDIO</b>	<b>9,9</b>	<b>12</b>	<b>97</b>	<b>83</b>	<b>5285</b>
<b>Desv. Estándar</b>	<b>2,04</b>	<b>1,86</b>	<b>20</b>	<b>17</b>	<b>1046</b>

### FOTOS DEL ENSAYO



Fuente. Autores

Figura 38. Comparación de resultados de esfuerzo máximo de ensayos a flexión de las tres configuraciones

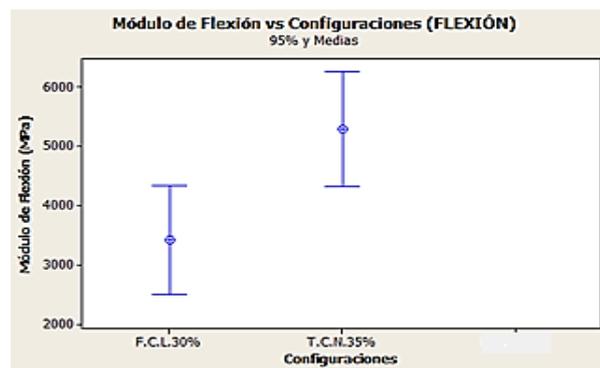


Fuente. Autores

Una vez realizada la comparación de resultados se procede a verificar los parámetros de aceptación o rechazo de la configuración de las probetas de flexión con las configuraciones correspondientes, con el estadístico ANOVA de comparación de medias el cual nos permite diferenciar claramente el tipo de configuración que presta mejores características mecánicas, como se indica en la Figura 38.

Del análisis de resultados obtenidos de los ensayos de flexión para la configuración caracterizadas de la fibra de cabuya larga y tejida (30 y 35) % se obtuvo resultados de Esfuerzo Máximo y Módulo de flexión, por lo tanto se determinó que T.C.N. 35% presentaron menor comportamiento a la combinación de propiedades mecánicas a ensayos de flexión.

Figura 39. Comparación de resultados de módulo de flexión para ensayos a flexión de las tres configuraciones



Fuente. Autores

Mientras la configuración del material compuesto F.C.L. 30% tuvo mejor comportamiento de propiedades mecánicas a flexión, a pesar de tener un módulo de flexión bajo están dentro de los parámetros esperados de confianza (95%) como se indica en la Figura 39, pero el F.C.L. 30% posee un mayor esfuerzo máximo y un mejor comportamiento lo que hace estimar que es un buen prospecto para este estudio por lo que continua a la siguiente etapa.

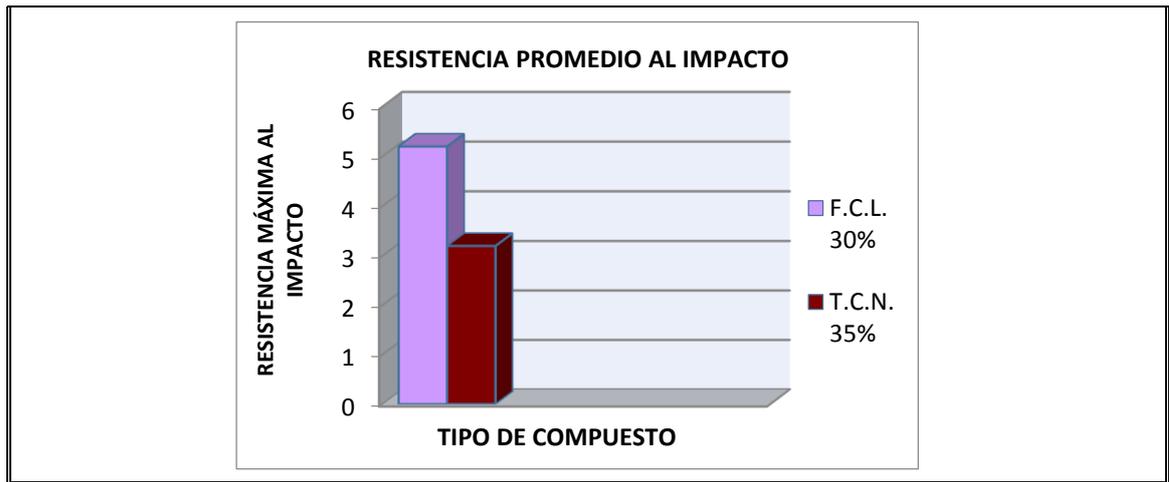
**3.8.1.3 Impacto.** Este ensayo se refiere a la resistencia al impacto de materiales, el objetivo es romper la probeta al momento del impacto y registrar la energía durante el mismo (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 73).

Se caracterizaron 6 probetas con los mejores resultados de los compuestos anteriores de tracción y flexión. En la Ficha Técnica. 4 se muestra la caracterización de estos materiales expuestos a impacto en función de las necesidades del estudio según la normativa ASTM para ensayos de materiales compuestos plásticos, donde se detalla tablas y graficas de resultados obtenidos.

Ficha Técnica 4. Análisis de probetas a impacto con refuerzo de cabuya (30, 35 y 40) %

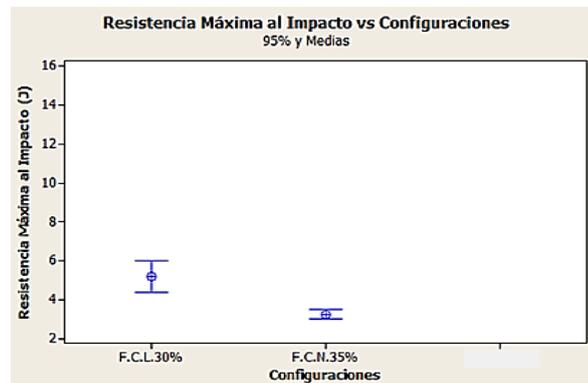
 <b>ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DE CHIMBORAZO</b> 			
<b>FIBRA LARGA DE CABUYA 30%</b>			
<b>Laboratorio de Resistencia de Materiales de la Facultad de "Mecánica"</b>			
Máquina:	Máquina Universal Tinius Olsen		
Tipo de Ensayo:	Impacto	Norma:	ASTM D 6110
Matriz:	Resina Poliéster	Fracc. Volumétrica	70%
Refuerzo:	Fibra Larga de Cabuya	Fracc. Volumétrica	30%
Dimensión de Probeta (mm)	127 x 12,7 x espesor	Número de Probetas	6
Espesor Promedio	12,5	Responsable:	Ing. Caicedo I.
<b>DATOS Y RESULTADOS</b>			
#	PÉNDULO	RESISTENCIA MÁXIMA AL IMPACTO (J)	
1	25 J	4	
2		5,5	
3		6,2	
4		5,5	
5		4,5	
6		5,4	
PROMEDIO		5,2	
DESVIACIÓN ESTANDAR		0,8	
<b>FOTOS DEL ENSAYO</b>			
			
Tipo de falla:	Fractura frágil		
Inicio de falla:	Inicio de falla en la matriz, las fibras no se rompen con facilidad		

Zona de fractura:	Parte central de la probeta		
Observación:	Buena adherencia entre matriz y fibra		
<b>FIBRA TEJIDA DE CABUYA 35%</b>			
<b>Laboratorio de Resistencia de Materiales de la Facultad de "Mecánica"</b>			
Máquina:	Máquina Universal Tinius Olsen		
Tipo de Ensayo:	Impacto	Norma:	ASTM D 6110
Matriz:	Resina Poliéster	Fracc. Volumétrica	65%
Refuerzo:	Fibra Tejida de Cabuya	Fracc. Volumétrica	35%
Dimensión de Probeta (mm)	127 x 12,7 x espesor	Número de Probetas	6
Espesor Promedio	12,3	Responsable:	Ing. Caicedo I.
<b>DATOS Y RESULTADOS</b>			
#	PÉNDULO	RESISTENCIA MÁXIMA AL IMPACTO (J)	
1	25 J	3,4	
2		3,4	
3		2,8	
4		3,2	
5		3,2	
6		3,4	
PROMEDIO		3,2	
DESVIACIÓN ESTANDAR		0,2	
<b>FOTOS DEL ENSAYO</b>			
			
Tipo de falla:	Fractura frágil		
Inicio de falla:	Inicio de falla en la matriz, las fibras no se rompen con facilidad		
Zona de fractura:	Parte central de la probeta		
Observación:	Buena adherencia entre fibra y matriz		
<b>RESULTADOS PROMEDIO</b>			
COMPUESTO	PÉNDULO	RESISTENCIA MÁXIMA AL IMPACTO (J)	
F.C.L. 30%	25 J	5,2	
T.C.N. 35%	25 J	3,2	
<b>REPRESENTACIÓN GRÁFICA PROMEDIO</b>			



Fuente. Autores

Figura 40. Comparación de resultados de resistencia máxima al impacto para las tres configuraciones



Fuente. Autores

Una vez realizada el análisis de los resultados de los ensayos de impacto, se procede a verificar el material aceptable de este estudio de las configuraciones de las probetas de impacto, mediante la utilización del estadístico ANOVA de comparación de medias y con un nivel de confianza de 95% siendo el F.C.L. 30% el que presenta mejores características como se muestra en la Figura 40.

### 3.9 Características mecánicas del material real de la tapa lateral (resina poliéster)

Para la sustentación de la hipótesis planteada se tomara como referencia ensayos realizados a la matriz polimérica pura como se muestra en las siguientes tablas.

Tabla 15. Propiedades mecánicas de resina poliéster a tracción

<b>Propiedades de resina poliéster a Tracción</b>		
<b>Probetas</b>	<b>Esfuerzo Máx. (MPa)</b>	<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>
1	37	1870
2	40	1874
3	34	1880
4	36	1882
5	38	1876
Promedio	37	1876
Desv. Estándar	2,24	4,77

Fuente. (VILLACÍS, 2011 pág. 68)

Tabla 16. Propiedades mecánicas de resina poliéster a flexión

<b>Propiedades de resina poliéster a Flexión</b>		
<b>Probetas</b>	<b>Esfuerzo Máx. (MPa)</b>	<b>Módulo de Flexión (MPa)</b>
1	60,11	2295
2	55,69	2081
3	55,16	2171
4	65,49	2570
5	60,93	2343
Promedio	59,476	2292
Desv. Estándar	4,23	186,45

Fuente. (VILLACÍS, 2011 pág. 138)

Tabla 17. Propiedades mecánicas de resina poliéster al impacto

<b>Probetas</b>	<b>Resistencia Máxima al Impacto (J)</b>
Promedio	4
Desv. Estándar	0,17

Fuente. (GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N, 2011 pág. 268)

Una vez caracterizado los materiales compuestos con sus fracciones volumétricas correspondientes se procedió a interpretar los resultados obtenidos por los ensayos de tracción, flexión e impacto; y así determina el material óptimo para la aplicación del estudio como se indica en la Tabla 18.

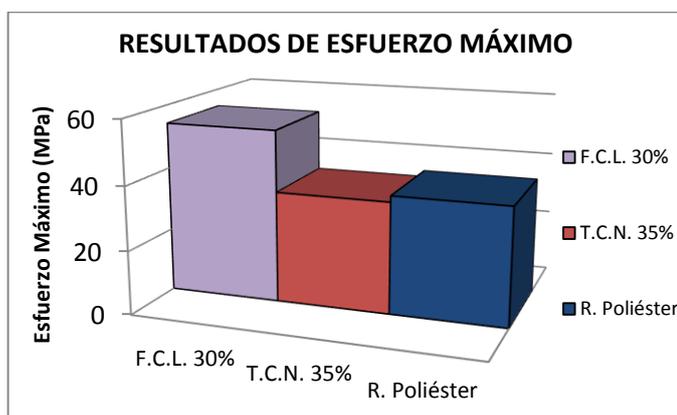
Tabla 18. Interpretación y análisis de resultados

INTERPRETACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS						
Ensayo	Ensayo a Tracción		Ensayo a Flexión		Ensayo a Impacto	Aceptabilidad del Material Compuesto
	Esfuerzo Máximo (MPa)	Módulo Elástico (MPa)	Esfuerzo Máximo (MPa)	Módulo de Flexión (MPa)	Res. Máx. al Impacto (J)	
F.C.L. 30%	54,25	4157	111	3425	5,2	ACEPTABLE
T.C.N. 35%	35,05	2436	83	5286	3,2	NO ACEPTABLE
R. Poliéster	37	1876	59	2292	4	

Fuente. Autores

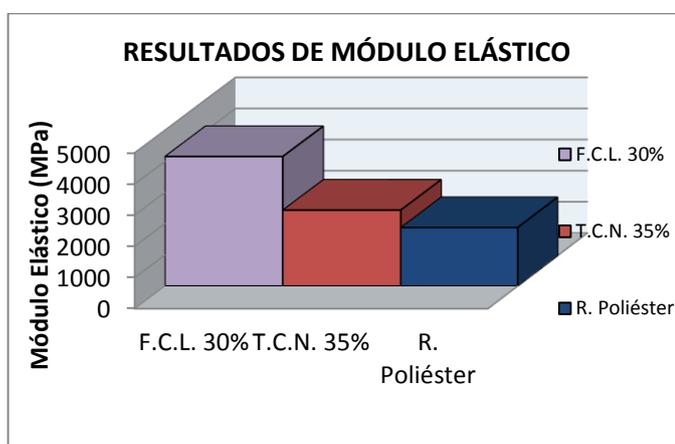
En las Figura 45-49 se indica los resultados mediante diagrama de bloques después de realizar los ensayos mecánicos para las configuraciones que mejor resultado brindaron.

Figura 41. Resultados del esfuerzo máximo a tracción



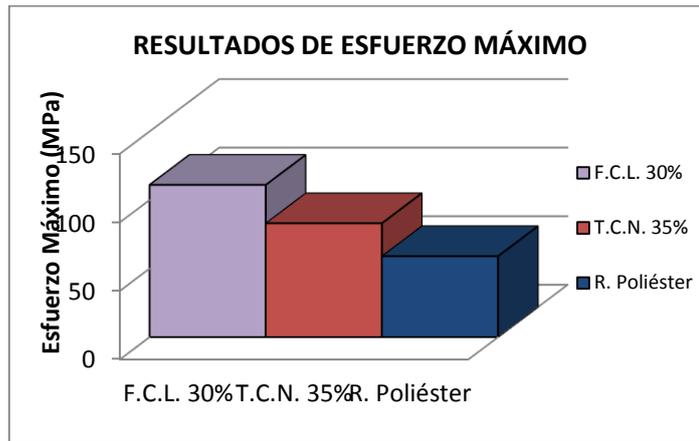
Fuente. Autores

Figura 42. Resultados del módulo elástico a tracción



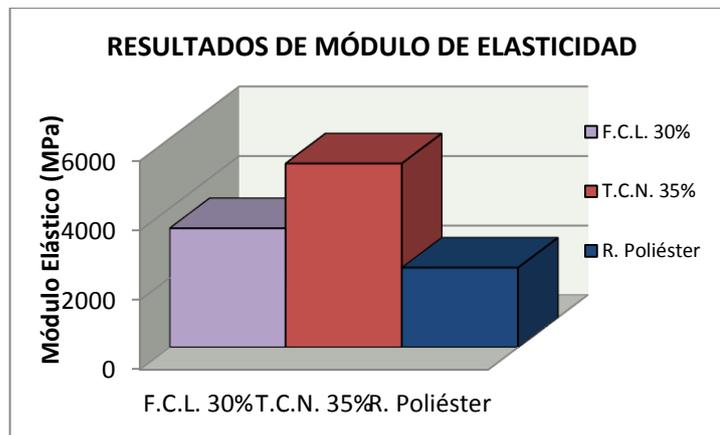
Fuente. Autores

Figura 43. Resultados del esfuerzo máximo a flexión



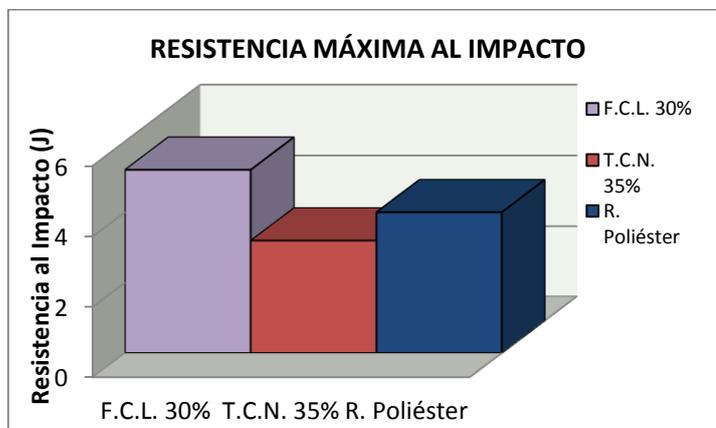
Fuente. Autores

Figura 44. Resultados del módulo elástico a flexión



Fuente. Autores

Figura 45. Resultados de resistencia máxima al impacto



Fuente. Autores

El material que presenta mejor combinación de características mecánicas aceptable es el de fibra larga de cabuya (F.C.L. 30%) con el mismo se comprobó la hipótesis de la investigación.

### **3.10 Prueba de la hipótesis de investigación**

En este apartado se hará la prueba de la hipótesis planteada en la investigación mediante técnicas estadísticas.

Para la prueba de la hipótesis se utilizó el estadístico  $t$  – student el cual es recomendado para muestras menores que 30, sirve para comparar la media de una muestra con la media de una población, o evaluar si dos grupos son diferentes entre sí (URQUIZO, 2012 pág. 87).

**3.10.1 Planteamiento de la hipótesis.** El material compuesto con fibra de cabuya larga F.C.L 30% mejora las características mecánicas de material real de la tapa lateral (resina poliéster).

1)  $H_0$ : No hay diferencia entre las características mecánicas de F.C.L. 30% y las características mecánicas del material real de la tapa lateral.

$H_i$ : Las características del material compuesto F.C.L. 30% superan a las características mecánicas del material real de la tapa lateral.

2) Nivel de significancia: Es el nivel de confianza y para la prueba de hipótesis se toma un  $\alpha = 0.05$  que por lo general se toma este valor para pruebas de hipótesis. El  $\alpha$  corresponderá al nivel de confianza de aceptación de la hipótesis de investigación.

3) Criterio de aceptación o rechazo del  $H_0$ :  $t_c > t_i$ : Se rechaza  $H_0$  y se acepta  $H_i$ .

4) Cálculos con el estadístico correspondiente mediante la ecuación (9).

$$t_c = \frac{\bar{x}_A - \bar{x}_B}{\sqrt{\frac{(n_A - 1)S_A^2 + (n_B - 1)S_B^2}{n_A + n_B - 2} \left[ \frac{1}{n_A} + \frac{1}{n_B} \right]}} \quad (9)$$

Dónde:

$\bar{x}_A$  = Media de la muestra

$\bar{x}_B$  = Media de la población

$n_A$  = Número de muestras

$n_B$  = Número de muestras poblacional

$S_A^2$  = Varianza de la muestra

$S_B^2$  = Varianza de la población

Para la investigación se toma como población a las características mecánicas de resina poliéster y como muestra a los resultados obtenidos en las características mecánicas de F.C.L. 30%.

Con la ayuda de herramientas estadísticas de Excel se procede a realizar la prueba t – student donde se tiene los siguientes resultados que se muestran en las Tablas 19 y 20.

Tabla 19. Resultado de hipótesis de esfuerzo máximo

<b>Prueba t para dos muestras suponiendo varianzas iguales</b>		
<b>Resultados</b>	<b>F.C.L. 30%</b>	<b>Resina Poliéster</b>
Media	54,25	37
Varianza	14,86	5
Observaciones	7	5
Varianza agrupada	10,92	
Grados de libertad	10	
Estadístico t	8,92	
P(T<=t) una cola	2,25E-06	
Valor crítico de t (una cola)	1,81	
P(T<=t) dos colas	4,50E-06	
Valor crítico de t (dos colas)	2,23	

Fuente. Autores

Tabla 20. Resultado de hipótesis de módulo de elasticidad

<b>Prueba t para dos muestras suponiendo varianzas iguales</b>		
<b>Resultados</b>	<b>F.C.L. 30%</b>	<b>Resina Poliéster</b>
Media	4157	1876,4
Varianza	56063,6	22,8
Observaciones	7	5
Varianza agrupada	33647,28	
Grados de libertad	10	
Estadístico t	21,24	
P(T<=t) una cola	5,96E-10	
Valor crítico de t (una cola)	1,81	
P(T<=t) dos colas	1,19E-09	
Valor crítico de t (dos colas)	2,23	

Fuente. Autores

5) Decisión: Como se observa en las Tablas 20 y 21, resultados de medias, varianzas y numero de muestras tanto de la población como de las muestras. También se observa los grados de libertad y los valores críticos de t; tanto para una cola como para dos colas.

Como el valor calculado de t es mayor que el t teórico y está al lado derecho del valor teórico, se rechaza el  $H_0$ : No hay diferencia entre las características mecánicas de F.C.L. 30% y las características mecánicas del material real de la tapa lateral y se acepta la  $H_1$ : Las características del material compuesto F.C.L. 30% superan a las características mecánicas del material real de la tapa lateral.

## CAPÍTULO IV

### **4. MODELACIÓN Y ANÁLISIS EN SOLIWORKS SIMULATION PARA LA CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO CON MATERIAL COMPUESTO**

En el presente capítulo se detalla el análisis de los elementos de aplicación con ayuda de Solidworks Simulation, luego se procederá a la construcción de un prototipo de tapa lateral con material compuesto de la motocicleta 125 cc tipo urbana, utilizando el proceso de fabricación más común y antiguo como es estratificación manual, así disminuyendo costos y haciendo de una manera artesanal.

Para una producción en masa se lo debe realizar con otro proceso de fabricación más tecnológica.

#### **4.1 Modelado y análisis de los elementos en Solidworks**

Para el dimensionamiento y el análisis de los elementos se utilizó Solidworks, se manejara el material caracterizado con mejores prestaciones mecánicas obtenido en el capítulo anterior, para realizar la construcción a partir de los parámetros de dimensionamiento, análisis.

**4.1.1 Modelado de elementos en Solidworks.** Para el dimensionamiento de las tapas laterales y guardabarros se respetó el diseño y las medidas originales de las mismas, para que no exista inconvenientes al momento de querer reemplazar estos elementos con el nuevo material compuesto.

Los guardabarros y tapas laterales son elementos secundarios de la motocicleta que brindan protección no necesita poseer un diseño nuevo.

En las Figura 46 y 47 se indica el modelado mediante dibujo a computadora de guardabarros y tapas laterales respectivamente. Ver planos (Anexo D-G).

Figura 46. Guardabarro trasero y delantero



Fuente. Autores

Figura 47. Tapa lateral derecha e izquierda

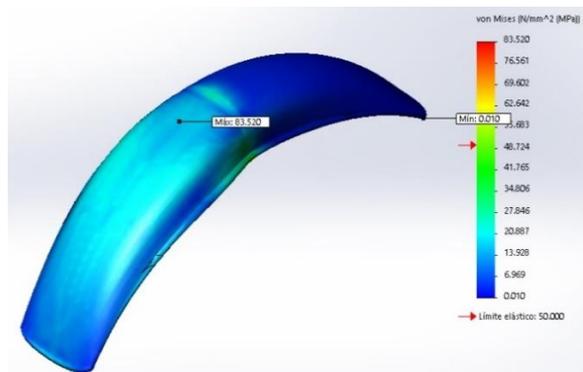


Fuente. Autores

**4.1.2** *Análisis de los elementos en Solidworks Simulation.* Los resultados obtenidos en la caracterización del nuevo material compuesto (F.L.C 30%) se ingresan como nuevo material para realizar la simulación en Solidworks.

Mediante aproximaciones sucesivas con la ayuda de Solidworks Simulation se utiliza una fuerza de 5000 N para el análisis estático de los elementos, se toma en cuenta que no están expuestos a resistir gran carga ya que son elementos de estética de la motocicleta y protección al conductor de barro, granillo y agua.

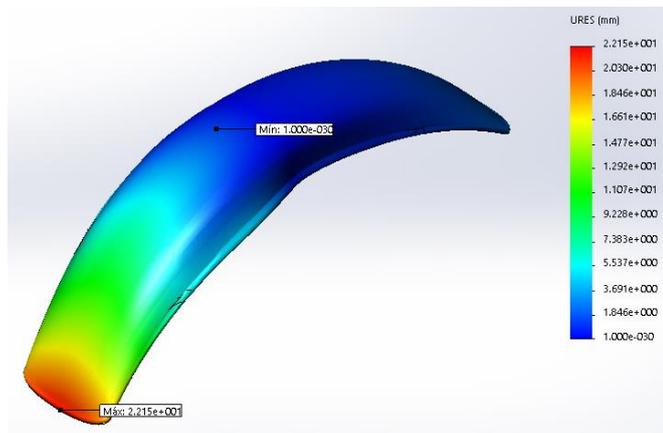
Figura 48. Análisis estático de tensiones guardabarro delantero con F.C.L 30%



Fuente. Autores

Como se indica en la Figura 48 se muestra los resultados del análisis sometidos a esfuerzo de Von Misses, que indica la distribución de los esfuerzos y el punto de tensión máxima de 83.52 MPa del guardabarro con el nuevo material.

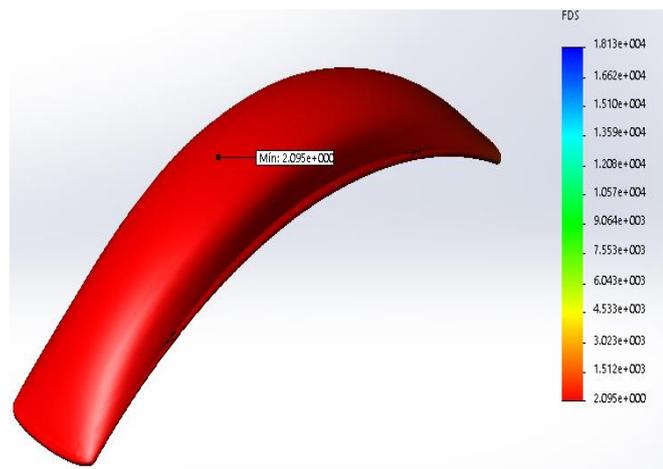
Figura 49. Análisis desplazamiento resultante guardabarro delantero con F.C.L 30%



Fuente. Autores

Por los esfuerzos sometidos en el guardabarro se produce un desplazamiento máximo 2.51 mm esta zona es donde estará el guardabarro expuesto a un mayor desplazamiento como se indica en la Figura 49.

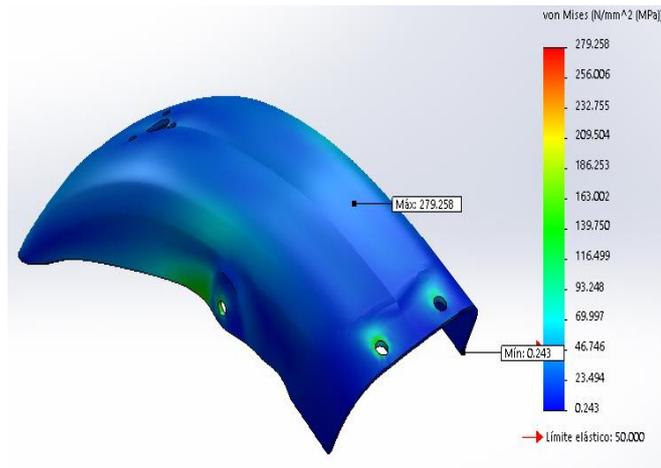
Figura 50. Análisis del factor de seguridad guardabarro delantero con F.C.L 30%



Fuente Autores

Como se indica en la Figura 50 se obtuvo un factor mínimo de seguridad para el guardabarro delantero de 2.1, es un buen indicativo del elemento con el nuevo material.

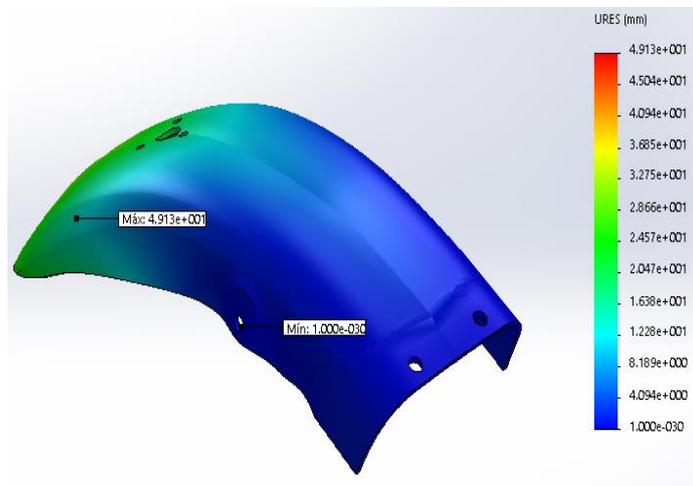
Figura 51. Análisis estático de tensiones guardabarro posterior con F.C.L 30%



Fuente. Autores

Como se indica en la Figura 51 se muestra los resultados del análisis sometidos a esfuerzo de Von Misses, que indica la distribución de los esfuerzos y el punto de tensión máxima de 279.25 MPa del guardabarro con el nuevo material.

Figura 52. Análisis desplazamiento resultante guardabarro posterior con F.C.L 30%



Fuente. Autores

Por los esfuerzos sometidos en el guardabarro se produce un desplazamiento máximo 49.13 mm esta zona es donde estará el guardabarro expuesto a un mayor desplazamiento como se indica en la Figura 52.

Figura 53. Análisis del factor de seguridad guardabarro posterior con F.C.L 30%

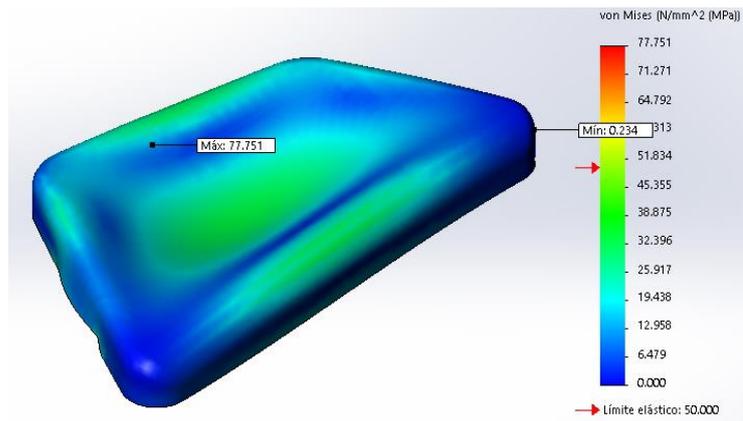


Fuente. Autores

Como se indica en la Figura 53 se obtuvo un factor mínimo de seguridad para el guardabarro delantero de 2.1, es un buen indicativo del elemento con el nuevo material.

Para las tapas laterales se realiza la simulación con el material propuesto ya que determinamos anteriormente que es superior al material original, los resultados obtenidos de tensión y desplazamiento máximo se indica en la Figura 54 y Figura 55 respectivamente.

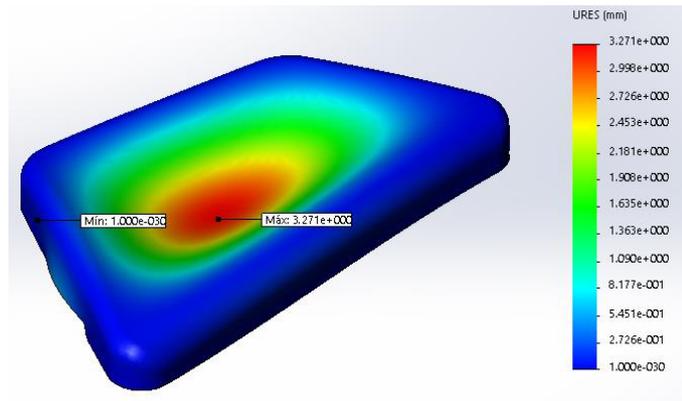
Figura 54. Análisis estático de tensiones tapa lateral con F.C.L 30%



Fuente. Autores

Como se indica en la Figura 54 se muestra los resultados del análisis sometidos a esfuerzo de Von Misses, que indica la distribución de los esfuerzos y el punto de tensión máxima de 77.75 MPa para la tapa lateral con el nuevo material.

Figura 55. Análisis estático de desplazamientos en la tapa lateral con F.C.L 30%



Fuente. Autores

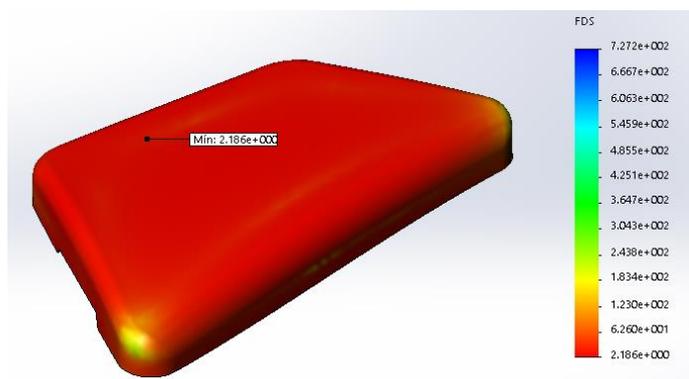
Por los esfuerzos sometidos en el guardabarro se produce un desplazamiento máximo 3.27 mm esta zona es donde estará la tapa lateral expuesto a un mayor desplazamiento como se indica en la Figura 55.

Tabla 21. Resultados de la simulación tapa lateral

Tensión máxima tapa lateral delantero con F.C.L 30%	77.75 MPa.
Desplazamiento máxima tapa lateral con F.C.L 30%	3.27 mm.

Fuente. Autores

Figura 56. Análisis del factor de seguridad de la tapa lateral con F.C.L 30%



Fuente. Autores

Como se indica en la Figura 56 se obtuvo un factor mínimo de seguridad para la tapa lateral de 2.2, es un buen indicativo del elemento con el nuevo material.

Como se muestran en las figuras anteriores la simulación del análisis estático de la tapa lateral está dentro de lo esperado con el material compuesto de refuerzo de cabuya el F.C.L. 30%. Una vez realizado el análisis estático indica que el nuevo material es una buena opción para aplicar en guardabarros y tapas laterales de motocicleta 125 cc tipo urbana, se procede a realizar consideraciones secundarias para el cambio del material los cuales ayudaran a ratificar los resultados ya obtenidos en los ensayos realizados.

## **4.2 Otras consideraciones para el cambio del material**

Para el cambio del nuevo material de tapas laterales y guardabarros de la motocicleta 125cc tipo urbana, se toma en cuenta varios factores importantes al momento de cambio como son: Disponibilidad del material, duración del material, tiempo del proceso de fabricación entre otros; concordando todos los anteriores con precios bajos y sobre todo con un peso adecuado.

Todos los factores mencionados anteriormente variaran según los requerimientos de funcionabilidad a las que estén sometidos dichos componente. Cuando son piezas estructurales la funcionabilidad y la seguridad es muy importante al momento de considerar cambiar el material.

Tanto guardabarros y tapas laterales de la motocicleta 125cc tipo urbana, no son piezas estructurales, son elementos de estética para la motocicleta y de protección al conductor para evitar que se ensucie.

Para el cambio de material se lo realiza mediante un análisis de los factores mencionados, una vez definido el material se lo protege del medio ambiente mediante recubrimientos orgánicos, el más utilizado la pintura.

A continuación se enumera algunas consideraciones para la sustitución del material.

**4.2.1 Disponibilidad del material.** La materia prima como la resina poliéster y el refuerzo son de fácil adquisición en el mercado, ya que la resinas son las más utilizadas para la fabricación de componentes automotrices.

Por parte de los refuerzos como son las fibras su adquisición es muy fácil, estas ya vienen procesadas para su respectiva aplicación.

**4.2.2** *Durabilidad del material.* La durabilidad de la resina poliéster es muy larga con relación a otros materiales, ya que no envejecen pronto y no se corroen.

**4.2.3** *Tiempo de fabricación.* El tiempo de fabricación es muy corto con relación a otros materiales ya que es fácil de manejar y se adaptan a cualquier forma requerida por la razón que vienen en un estado líquido.

**4.2.4** *Reducción de peso.* Al ser una resina poliéster el peso es muy reducido a comparación de la chapa metálica por lo que lo hace un material apetecible para aplicaciones automotrices donde se requiere reducir peso.

**4.2.5** *Costo de fabricación.* Los costos para la fabricación son bajos y económicos tanto de la matriz polimérica como del refuerzo; es un buen material compuesto para utilizar en autopartes automotrices.

**4.2.6** *Absorción de impactos sin deformarse.* Por ser un material plástico absorbe energía de impacto sin deformarse hasta su límite elástico. Las tapas laterales y guardabarros no están sometidos a mucha fuerza de impacto por lo que es un buen material para reemplazar los originales.

**4.2.7** *Resistencia a la corrosión.* Los plásticos al no ser metales son resistentes a la corrosión y por lo que va a resistir más y su tiempo de durabilidad va aumentar.

**4.2.8** *Combinación con otros materiales.* Los plásticos pueden combinarse con otros materiales para mejorar las características mecánicas, como es el caso de los materiales compuestos.

**4.2.9** *Posibilidad de conformación.* Mejora el aspecto óptico y reduce el peso.

A todos los factores mencionados anteriormente se les agrega mejor resistencia a golpes de poca importancia a las que el acero se abollan y estas vuelven a su estado o forma

original mientras que el acero no regresa a su forma original, son fáciles de reparar y también pueden ser pintados.

### 4.3 Obtención del prototipo

Para la obtención del prototipo “tapa lateral” se parte desde el elemento original por lo que no sufrirá mucho daño ni desperfecto, para la creación del prototipo de manera artesanal y manual por medio de estratificación manual que es un método sencillo y práctico para la formación de piezas con materiales compuestos.

**4.3.1 Construcción del prototipo.** Para la construcción del prototipo no se realizó ningún cambio en el diseño, el elemento original no necesita ser modificado para que encaje correctamente en el chasis de la motocicleta 125 cc, se considera una serie de pasos los que se detalla a continuación.

Para la construcción del prototipo se utiliza un proceso económico y fácil para la obtención de la pieza.

- La pieza original se la limpia y se coloca cera desmoldante con estopa para obtener brillo, creando una capa desmoldante como se indica en la Figura 57, esto se lo realiza para que la superficie a realizar no se adhiera a la pieza cuando esté totalmente seca y poder desmoldar sin problemas.

Figura 57. Tapa lateral con cera desmoldante



Fuente. Autores

- El molde se obtiene mediante resina poliéster con refuerzo de fibra de vidrio para evitar contracciones térmicas debidas que existe una reacción exotérmica en

el proceso de solidificación de la resina dejándola secar y posteriormente desmoldar como se indica en la Figura 58.

Figura 58. Molde de fibra de vidrio



Fuente. Autores

- Una vez realizado el molde se procede a la obtención de la pieza con el material estudiado matriz polimérica con refuerzo de cabuya.
- Se limpia el molde y se coloca cera desmoldante con estopa para obtener brillo, creando una capa desmoldante.
- Se corta la fibra cabuya con las dimensiones del molde como se indica en la Figura 59.

Figura 59. Fibra de cabuya cortada



Fuente. Autores

- Se coloca el gel coat para moldes en el molde se deja secar como se muestra en la Figura 60.

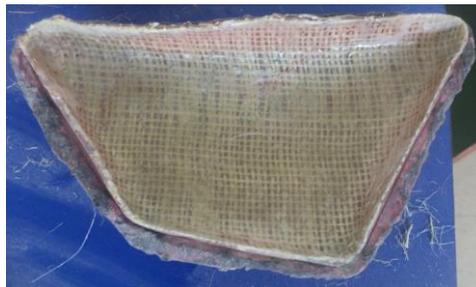
Figura 60. Gel coat para moldes



Fuente. Autores

- Mediante una brocha se procede aplicar resina y posteriormente la fibra de cabuya mediante estratificación manual retirando el aire para obtener una copia perfecta, dejando secar por un lapso de 20 minutos para desmoldar como se muestra en la Figura 61.

Figura 61. Desmolde del prototipo



Fuente. Autores

- Después de 24 horas se procede a corregir los fallos como se muestra en la Figura 62.

Figura 62. Acabado superficial de la tapa lateral



Fuente. Autores

- Mediante un correcto acabado superficial se procede al pintado del elemento como se muestra en la Figura 63.

Figura 63. Tapas laterales terminadas



Fuente. Autores

## CAPÍTULO V

### 5. ANÁLISIS DE COSTOS

Para la realización y aplicación de materiales compuestos en guardabarros y tapas laterales de la motocicleta 125cc tipo urbana, se tomaron en cuenta dos etapas como son etapa de construcción de probetas, ensayos y etapa de elaboración de un prototipo de tapa lateral.

#### 5.1 Costos directos

Los costos directo hacen referencia a los gastos del proyecto en forma directa y muy clara, los que constituyen de material prima y mano de obra principalmente.

En la Tabla. 22 se detalla los costos de la fase de construcción de probetas ensayos y pruebas.

Tabla 22. Materiales y precios construcción de probetas

<b>Cantidad</b>	<b>Descripción</b>	<b>Valor Unitario (USD)</b>	<b>Valor Total (USD)</b>
30	Resina poliéster (Lt)	6,00	180,00
15	Monómero de estireno (Lt)	5,00	75,00
0.3	Octoato de cobalto (Lt )	5,00	15,00
0.3	MECK (Lt)	5,00	15,00
5	Gel coat para pieza(Lt)	5,00	25,00
4	Fibra de cabuya (Kg)	5,00	20,00
1	Cabuya tejida	20,00	20,00
3	Molde probetas	10,00	30,00
1	Cera desmoldante	20,00	20,00
10	Brochas	0,50	5,00
<b>Total</b>			<b>405,00</b>

Fuente: Autores

A continuación se detalla la lista de costos en la fase de construcción del prototipo de tapa lateral con material compuesto en la Tabla. 24.

Tabla 23. Materiales y precios construcción prototipo

<b>Cantidad</b>	<b>Descripción</b>	<b>Valor Unitario (USD)</b>	<b>Valor Total (USD)</b>
0.5	Resina poliéster (Lt)	6,00	3,00
1	Tejido de cabuya (350x250)mm	0,50	0,50
1	Brochas	0,50	0,50
0.1	Gel – coat (Lt)	5,00	0,50
0.1	Pintura poliuretano (Lt)	5,00	0,50
<b>Total</b>			<b>5,00</b>

Fuente. Autores

## 5.2 Costos indirectos

Los costos indirectos no influyen o intervienen directamente en la elaboración del proyecto, pero también se les toma en cuenta en el desarrollo el mismo.

Tabla 24. Costos indirectos

<b>Descripción</b>	<b>Valor (USD)</b>
Transporte	100,00
Imprevistos	120,00
Documentación e investigación	200,00
<b>Total</b>	<b>420,00</b>

Fuente. Autores

### 5.3 Costos totales

Tabla 25. Costos totales

<b>Costos directos</b>		
	Materiales para construcción de probetas	405,00
	Materiales para construcción de prototipo	5,00
Total costos directos:		410,00
<b>Costos indirectos</b>		
	Transporte	100,00
	Imprevistos	120,00
	Documentación e investigación.	200,00
Total costos indirectos:		420,00
<b>Total costos (USD):</b>		<b>830,00</b>

Fuente. Autores

## CAPÍTULO VI

### 6. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

#### 6.1 Conclusiones

Según investigaciones realizadas sobre el tema de materiales compuestos, el uso de fibras naturales como la cabuya es una buena alternativa para la aplicación en la misma; siendo un material muy abundante en el país ya que por su gran resistencia y bajo costo es utilizado para diferentes aplicaciones.

La disposición y ubicación de la fibra es muy importante, cuando la fibra es continua larga unidireccional la resistencia es mayor a una disposición de fibra tejida o fibra corta.

Las pruebas realizadas en el laboratorio de resistencia de materiales arrojaron datos satisfactorios, siendo el material compuesto con fibra larga continua unidireccional 30 cc/cc, con resultados de resistencia máxima a tracción de 54.25 MPa y un módulo elástico de 4157 MPa.

En el diseño de guardabarros y tapas laterales mediante Solidworks no se realizó ningún cambio en los elementos originales para mantener su ubicación en el chasis.

Para el análisis estático del comportamiento del material compuesto F.C.L. 30% se utilizó Solidworks Simulation, proporcionaron datos satisfactorios con resultado de factor de seguridad  $> 1$ , que es un buen indicativo por lo tanto corrobora con los resultados obtenidos en la caracterización del nuevo material.

Para la obtención de un prototipo de tapa lateral con el nuevo material se realizó mediante estratificación manual por la facilidad y bajos costos.

## **6.2 Recomendaciones**

Para la construcción de las probetas hacerlo según todas las especificaciones de las normas ASTM tanto en dimensiones, características y ensayos a realizarse.

Tener muy en cuenta los tiempos de curado de la resina poliéster, para no tener problemas en la fase de gelificación y endurecimiento al desmoldar las probetas.

Controlar el tiempo de curado final para que adquiera mejores propiedades el material compuesto, 15 días a temperatura ambiente y 2 a 4 horas a 40 °C.

Para el manejo de las resina poliéster y sus componentes utilizar los equipos de protección personal.

## BIBLIOGRAFÍA

**ASKELAND, D. 1998.** *Ciencia e Ingeniería de Materiales*. Tercera. México : International Thomson Editores, 1998. ISBN 968-7529-36-9.

**AVANCES TECNOLÓGICOS.** Motos. *Motos*. [En línea] [Citado el: 28 de Noviembre de 2014.] <http://mundoviirtual.blogspot.com/p/imagenes.html>.

**AZÁN, S; ESTUPIÑÁN, N; RODRÍGUEZ, D; SANTANA, M.** La motocicleta en América Latina: situación actual y recomendaciones para mitigar sus externalidades negativas. [En línea] BANCO DE DESARROLLO DE AMERICA LATINA. [Citado el: 15 de Enero de 2015.] <http://eventos.caf.com/media/18486/presentacion%20seguridad%20vial-%20motocicletas-%20recomendaciones%20-manuel%20santana.pdf>.

**BÉGUIN, Jean. 2002.** Los Materiales Compuestos Dinamismo e innovación. *Los Materiales Compuestos Dinamismo e innovación*. [En línea] Febrero de 2002. [Citado el: 6 de Diciembre de 2014.] <http://www.insee.fr/ressources/4pages/pdf/4p158espanol.pdf>.

**BESEDNJAK, A. 2005.** *Los materiales compuestos*. Barcelona : Edicions UPC, 2005.

**BIRON, Michel. 2013.** *Thermosets and Composites*. Segunda. Oxford, Inglaterra : Elsevier, 2013. ISBN: 9781455731251.

**CALLISTER, W. 2014.** *Introducción a la Ciencia e Ingeniería de los Materiales*. Novena. Estados Unidos : John Wiley & Sons; Inc, 2014. ISBN: 978-118-32457-8.

**CARVAJAL. G, GUAYTA. N, MARCILLO. L, LALVAY. A, VALLEJO. C.,** *Desarrollo y Estudio de un Material Compuesto a Base de Fibras de Cabuya para el Guardafangos de una Bicicleta*. Escuela Politécnica del Ejercito, Sangolquí : s.n.

**CONTRERA, M, HORMAZA, W y MARAÑÓN, A. 2009.** *Fractografía de la fibra natural extraída de la cabuya y de un material compuesto reforzado con tejido de cabuya y matriz resina poliéster*. Universidad Simón Bolívar, Venezuela : 2009.

**DEFINICIÓN.MX.** Definición de la Locomoción. *Definición de la Locomoción*. [En línea] [Citado el: 21 de Abril de 2015.] <http://definicion.mx/locomocion/>.

**DEREK, H. 2003.** *Materiales Compuestos*. Barcelona : Reverté S. A, 2003. ISBN: 84-291-4839-6.

**GMP PRODUCTOS QUIMICOS S.A.** Productos Químicos con toda Seguridad. *Productos Químicos con toda Seguridad*. [En línea] [Citado el: 28 de Febrero de 2015.] [http://www.gmp.com.co/resina\\_poliester.html#cera](http://www.gmp.com.co/resina_poliester.html#cera).

**GUERRERO, V H; DAVILA, J; GALES, S; PONTÓN, P; ROSAS, N. 2011.** *NUEVOS MATERIALES: APLICACIONES ESTRUCTURALES E INDUSTRIALES*. [ed.] V H Guerrero. Primera. Quito : Imprefepp, 2011. ISBN: 978-9978-383-20-9.

**LEVY, F. 2006.** *Compósitos estruturais: Ciencia e tecnologia*. Primera. Sao Paulo, Brasil : Edgard Blucher, 2006. ISBN: 0104-1428.

**LYBRARY, Science Photo. 2011.** Science Photo lybrary. [En línea] Noviembre de 2011. [Citado el: 21 de Febrero de 2015.] <http://www.sciencephoto.com/image/10002/530wm>.

**MACÍA, M. 2006.** Las plantas de fibra. [En línea] 2006. [Citado el: 28 de Diciembre de 2014.]

<http://www.beisa.dk/Publications/BEISA%20Book%20pdfer/Capitulo%2023.pdf>.

**MANDELBAUM, J. 2013.** El mercado mundial de partes de motocicletas crecerá un 7.5%. *El mercado mundial de partes de motocicletas crecerá un 7.5%*. [En línea] Rubber World, Octubre de 2013. [Citado el: 22 de Diciembre de 2014.] <http://www.jorgemandelbaum.com/el-mercado-mundial-de-partes-de-motocicletas-crecera-un-7-5/>.

**MAZUMDAR, S. 2002.** *Composites manufacturing: Materials, product and process engineering*. Primera. Florida : Acid-free paper, 2002. ISBN: 0-8493-0585-3.

**MIPRO. 2015.** Ministerio de Industria y Productividad. *Ministerio de Industria y Productividad*. [En línea] 26 de Marzo de 2015. <http://www.elciudadano.gob.ec/se-expuso-el-potencial-para-fabricacion-de-motocicletas-con-componente-nacional/>.

**MOHANTY, A; MISRA, M; DRZAL, L. 2009.** *Natural fibers, biopolimers and biocomposites*. Estados Unidos : Taylor & Francis Group, 2009. ISBN: 978-0-203-50820-6.

**MORALES, G. 2008.** *Procesado y Caracterización de Materiales Compuestos de Matriz Reforzados con Nanofibras de Carbono para Aplicaciones Tecnológicas*. Madrid : s.n., 2008. ISBN: 978-84-692-2929-3.

**NEWELL, J. 2011.** *Ciencia de Materiales Aplicaciones en Ingeniería*. Mexico : Alfaomega Grupo Editor, S.A de C.V, 2011. ISBN: 987-607-707-114-3.

**PÁEZ, J. 2007.** *Obtención de compuestos de propileno reforzados con fibra de abacá mediante moldeo por compresion*. Quito : Tesis EPN, 2007.

**PICKERING, K. 2008.** *Properties and perfomance of natural-fibre composites*. Estados Unidos : CRC Press, 2008.

**STUPENGO, Franco. 2011.** *Materiales y materias primas*. Primera. Buenos Aires : Saavedra, 2011. ISBN: 789.C1229ACE.

**SUZUKI Motor. 2015.** GN125 NOVA. *GN125 NOVA*. [En línea] 2015. [Citado el: 21 de Mayo de 2015.] <http://www.suzuki.com.co/motocicletas/gn-125-326>.

**TAMAYO, N. 2012.** *Tesis de grado "Obtención y caracterización de materiales compuestos de matriz poliéster con fibra de cabuya mediante estratificación"*. Quito : s.n., 2012.

**URQUIZO, A. 2012.** *Cómo realizar la tesis o una investigación*. Riobamba : Gráficas Riobamba, 2012. ISBN-9978-43-816-5.

**VILLACÍS, H. 2011.** Obtención de materiales compuestos híbridos de matriz poliéster reforzados con fibra de vidrio y abacá mediante estratificación. *Tesis de investigación*. Quito : s.n., 2011.

# **ANEXOS**

# ANEXO A

Norma ASTM – D 3039 (Tracción)



Designation: D 3039/D 3039M – 00<sup>1</sup>

## 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 superscript epsilon ( $\epsilon$ ) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

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>3</sup>
- D 2734 Test Method for Void Content of Reinforced Plastics<sup>3</sup>
- D 3171 Test Methods for Constituent Content of Composite Materials<sup>4</sup>
- D 3878 Terminology for Composite Materials<sup>4</sup>
- D 5229/D 5229M Test Method for Moisture Absorption

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>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 – 71T. 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 15.03.

<sup>5</sup> Annual Book of ASTM Standards, Vol 03.01.

<sup>6</sup> Annual Book of ASTM Standards, Vol 14.02.

dimensions, shown within square brackets: [M] for mass, [L] for length, [T] for time, [Θ] for thermodynamic temperature, and [nd] for nondimensional quantities. Use of these symbols is restricted to analytical dimensions when used with square brackets, as the symbols may have other definitions when used without the brackets.

3.2.1 *nominal value, n*—a value, existing in name only, assigned to a measurable property for the purpose of convenient designation. Tolerances may be applied to a nominal value to define an acceptable range for the property.

3.2.2 *transition region, n*—a strain region of a stress-strain or strain-strain curve over which a significant change in the slope of the curve occurs within a small strain range.

3.2.3 *transition strain,  $\epsilon^{\text{transition}}$  [nd], n*—the strain value at the mid range of the transition region between the two essentially linear portions of a bilinear stress-strain or strain-strain curve.

3.2.3.1 *Discussion*—Many filamentary composite materials show essentially bilinear behavior during loading, such as seen in plots of either longitudinal stress versus longitudinal strain or transverse strain versus long longitudinal strain. There are varying physical reasons for the existence of a transition region. Common examples include: matrix cracking under tensile loading and ply delamination.

3.3 *Symbols:*

3.3.1  $A$ —minimum cross-sectional area of a coupon.

3.3.2  $B_y$ —percent bending for a uniaxial coupon of rectangular cross section about  $y$  axis of the specimen (about the narrow direction).

3.3.3  $B_z$ —percent bending for a uniaxial coupon of rectangular cross section about  $z$  axis of the specimen (about the wide direction).

3.3.4  $CV$ —coefficient of variation statistic of a sample population for a given property (in percent).

3.3.5  $E$ —modulus of elasticity in the test direction.

3.3.6  $F^u$ —ultimate tensile strength in the test direction.

3.3.7  $F^s$ —ultimate shear strength in the test direction.

3.3.8  $t$ —coupon thickness.

3.3.9  $l_g$ —extensometer gage length.

3.3.10  $l_{min}$ —minimum required bonded tab length.

3.3.11  $n$ —number of coupons per sample population.

3.3.12  $P$ —load carried by test coupon.

3.3.13  $P^f$ —load carried by test coupon at failure.

3.3.14  $P^{max}$ —maximum load carried by test coupon before failure.

3.3.15  $s_{n-1}$ —standard deviation statistic of a sample population for a given property.

3.3.16  $w$ —coupon width.

3.3.17  $x_i$ —test result for an individual coupon from the sample population for a given property.

3.3.18  $\bar{x}$ —mean or average (estimate of mean) of a sample population for a given property.

3.3.19  $\delta$ —extensional displacement.

3.3.20  $\epsilon$ —general symbol for strain, whether normal strain or shear strain.

3.3.21  $\epsilon$ —indicated normal strain from strain transducer or extensometer.

3.3.22  $\sigma$ —normal stress.

3.3.23  $\nu$ —Poisson's ratio.

## 4. Summary of Test Method

4.1 A thin flat strip of material having a constant rectangular cross section is mounted in the grips of a mechanical testing machine and monotonically loaded in tension while recording load. The ultimate strength of the material can be determined from the maximum load carried before failure. If the coupon strain is monitored with strain or displacement transducers then the stress-strain response of the material can be determined, from which the ultimate tensile strain, tensile modulus of elasticity, Poisson's ratio, and transition strain can be derived.

## 5. Significance and Use

5.1 This test method is designed to produce tensile property data for material specifications, research and development, quality assurance, and structural design and analysis. Factors that influence the tensile response and should therefore be reported include the following: material, methods of material preparation and lay-up, specimen stacking sequence, specimen preparation, specimen conditioning, environment of testing, specimen alignment and gripping, speed of testing, time at temperature, void content, and volume percent reinforcement. Properties, in the test direction, which may be obtained from this test method include the following:

- 5.1.1 Ultimate tensile strength,
- 5.1.2 Ultimate tensile strain,
- 5.1.3 Tensile chord modulus of elasticity,
- 5.1.4 Poisson's ratio, and
- 5.1.5 Transition strain.

## 6. Interferences

6.1 *Material and Specimen Preparation*—Poor material fabrication practices, lack of control of fiber alignment, and damage induced by improper coupon machining are known causes of high material data scatter in composites.

6.2 *Gripping*—A high percentage of grip-induced failures, especially when combined with high material data scatter, is an indicator of specimen gripping problems. Specimen gripping methods are discussed further in 7.2.4, 8.2, and 11.5.

6.3 *System Alignment*—Excessive bending will cause premature failure, as well as highly inaccurate modulus of elasticity determination. Every effort should be made to eliminate excess bending from the test system. Bending may occur as a result of misaligned grips or from specimens themselves if improperly installed in the grips or out-of-tolerance caused by poor specimen preparation. If there is any doubt as to the alignment inherent in a given test machine, then the alignment should be checked as discussed in 7.2.5.

6.4 *Edge Effects in Angle Ply Laminates*—Premature failure and lower stiffnesses are observed as a result of edge softening in laminates containing off-axis plies. Because of this, the strength and modulus for angle ply laminates can be drastically underestimated. For quasi-isotropic laminates containing significant  $0^\circ$  plies, the effect is not as significant.

## 7. Apparatus

7.1 *Micrometers*—A micrometer with a 4- to 5-mm [0.16- to 0.20-in] nominal diameter double-ball interface shall be

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  $\pm 2.5 \mu\text{m}$  [ $\pm 0.0001 \text{ in.}$ ] is adequate for thickness measurement, while an instrument with an accuracy of  $\pm 25 \mu\text{m}$  [ $\pm 0.001 \text{ in.}$ ] 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 Heads**—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  $\pm 1\%$  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 unstabilized 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 ( $B_x$ ) and width plane ( $B_y$ ) 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,  $B_{total}$ . 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

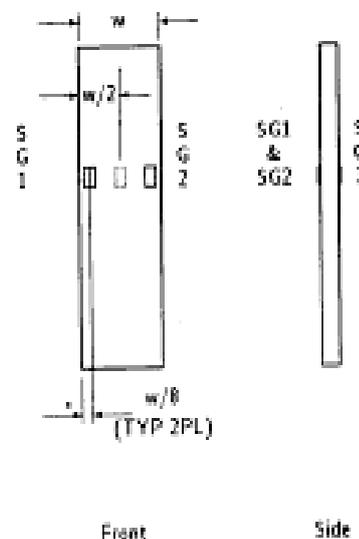


FIG. 1 Gage Locations for System Alignment Check Coupon

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.

$$B_y = \frac{\epsilon_{12} - \epsilon_2}{\epsilon_{max}} \times 100 \quad (1)$$

$$B_z = \frac{4/3 (\epsilon_2 - \epsilon_1)}{\epsilon_{max}} \times 100 \quad (2)$$

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, %;
- $\epsilon_1, \epsilon_2, \text{ and } \epsilon_3$  = indicated longitudinal strains displayed by Gages 1, 2, and 3, respectively, of Fig. 1,  $\mu\epsilon$ ; and
- $\epsilon_{avg}$  =  $(\epsilon_1 + \epsilon_2)/2 + \epsilon_3/2$ .

The total bending component is:

$$B_{total} = |B_y| + |B_z| \quad (3)$$

**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.**

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 30 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/vapor-level-controlled environmental conditioning chamber is required that shall be capable of maintaining the required temperature to within  $\pm 3^\circ\text{C}$  [ $\pm 5^\circ\text{F}$ ] and the required relative vapor level to within  $\pm 3\%$ . 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.**

<sup>7</sup> A typical gage would have a 0.25-in. active gage length, 350- $\Omega$  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. 34-45; errata noted in Vol 25, No. 2, June 1985, pp. 153-154.

## 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	Normandatory Suggested Dimensions
8.2.3 Detailed Examples	Normandatory 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 30°, 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>4</sup>**

Fiber Orientation	Width, mm [in.]	Overall Length, mm [in.]	Thickness, mm [in.]	Tab Length, mm [in.]	Tab Thickness, mm [in.]	Tab Bevel Angle, <sup>a</sup>
0° unidirectional	15 [0.6]	250 [10.0]	1.0 [0.040]	50 [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 random-discontinuous	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—
	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—

<sup>4</sup> Dimensions in this table and the tolerances of Fig. 2 or Fig. 3 are recommendations only and may be varied as 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]<sub>n</sub> 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:

$$l_{min} = F^{2n} h^2 F^m \quad (4)$$

where:

- $l_{min}$  = minimum required bonded tab length, mm [in.];
- $F^{2n}$  = ultimate tensile strength of coupon material, MPa [psi];
- $h$  = coupon thickness, mm [in.]; and
- $F^m$  = 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 Metals E224 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 Y14.5M-92, SUBJECT TO THE FOLLOWING:
2. ALL DIMENSIONS IN MILLIMETRES WITH DECIMAL TOLERANCES AS FOLLOWS:  
NO DECIMAL | .X | .XX  
0.3 | 0.3 | 0.3
3. ALL ANGLES HAVE TOLERANCE OF  $\pm 0.1^\circ$ .
4. FLY ORIENTATION DIRECTION TOLERANCE RELATIVE TO  $\overline{A}$  WITHIN  $\pm 0.5^\circ$ .
5. FINISH ON MATERIALS OTHER THAN STEEL TO BE IN ACCORDANCE WITH ANSI A1.1, WITH NOMINAL SURFACE HEIGHT IN MICROMETRES.
6. VALUES TO BE PROVIDED FOR THE FOLLOWING, SUBJECT TO ANY RANGES GIVEN ON THE FIELD OF DRAWING MATERIAL: LAY UP, FLY ORIENTATION REFERENCE RELATIVE TO  $\overline{A}$ , OVERALL LENGTH, GAGE LENGTH, COUPON THICKNESS, TAB SPAN/LENGTH, TAB LENGTH, TAB BEVEL ANGLE, TAB WEDGE/SPREAD.
7. NO OTHER INFORMATION ALLOWED IN THE AREA.

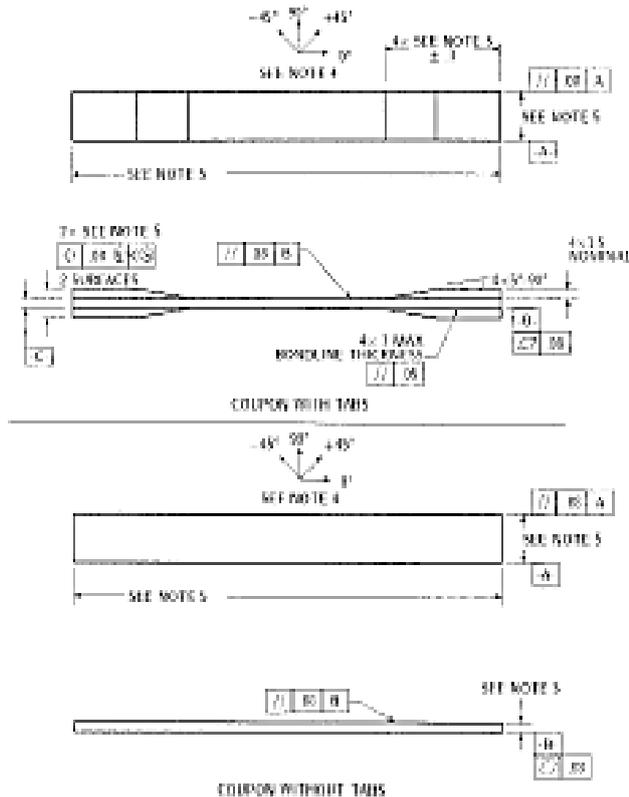


FIG. 2 Tension Test Specimen Drawing (SI)

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 Method 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 mm/min [0.05 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.

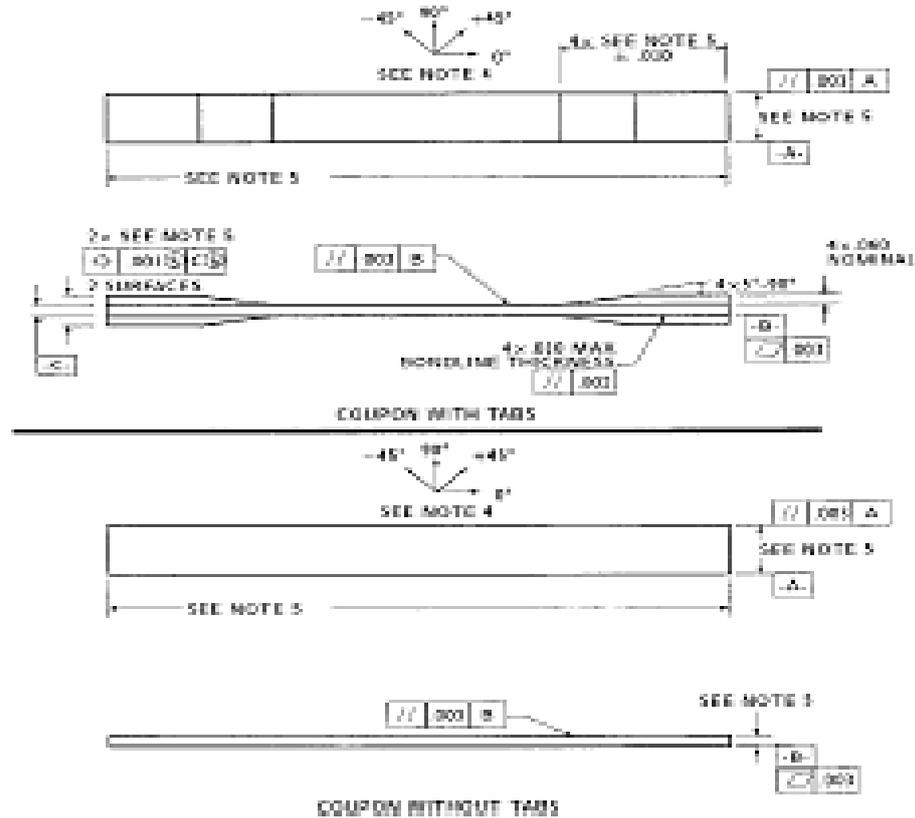
11.4 *Test Environment*—Condition the specimen to the desired moisture profile and, if possible, test under the same conditioning fluid exposure level. However, cases such as

# D 3039/D 3039M - 00<sup>1</sup>

**DRAWING NOTES:**

1. INTERPRET DRAWING IN ACCORDANCE WITH ANSI Y14.5M (1983), SUBJECT TO THE FOLLOWING:
2. ALL DIMENSIONS IN INCHES WITH DECIMAL TOLERANCES AS FOLLOWS:  

X	.XX	.XXX
$\pm .1$	$\pm .01$	$\pm .001$
3. ALL ANGLES HAVE TOLERANCE OF  $\pm 1^\circ$ .
4. PLY ORIENTATION DIRECTION TOLERANCE RELATIVE TO  $\overline{A-A}$  WITHIN  $\pm 1^\circ$ .
5. FINISH ON MACHINED EDGES NOT TO EXCEED  $R_1$  (SYMBOLIZED 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  $\overline{A-A}$ , 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)**

re testing of a moist specimen place unre-  
s on the capabilities of common testing  
etal chambers. In such cases, the mechan-  
t may need to be modified, for example, by  
emperature with no fluid exposure control,  
d limit on time to failure from withdrawal  
ing chamber. Modifications to the test  
e recorded.

specimen in the conditioned environment  
a testing area environment is different than  
nvironment.

ersion—Place the specimen in the grips of  
t, taking care to align the long axis of the  
with the test direction. Tighten the grips,  
re used on pressure controllable (hydraulic  
i.

if the grip jaws on wedge-type grips should be even  
ing insertion to avoid inducing a bending moment  
re failure of the specimen at the grip. When using

untabbed specimens, a folded strip of medium gr  
every cloth between the specimen faces and  
toward specimen) provides a nonslip grip on the s  
sensation damage to the surface of the specimen.  
specimens, insert the coupon so that the grip jaws  
10 to 15 mm (0.5 in.) past the beginning of the tape  
Coupons having tabs that extend beyond the grips  
the tab ends because of excessive interlaminar stre

**11.6 Transducer Installation**—If strain :  
determined attach the strain-indication tra  
specimen, symmetrically about the mid-speci  
tion. Attach the strain-recording instrument  
ducers on the specimen.

**11.6.1** When determining modulus of ela:  
mended that at least one specimen per like se  
with back-to-back axial transducers to evi  
bending, using Eq 5, at the average axial  
value (the mid range of the appropriate chr  
range) shown in Table 3. A single transducer

**TABLE 3 Specimen Alignment and Chord Modulus Calculation Strain Ranges**

Tensile Chord Modulus Calculation Longitudinal Strain Range		Longitudinal Strain Checkpoint for Bending
Start Point	End Point	
$\mu\text{m}^A$	$\mu\text{m}$	$\mu\text{m}$
1000 <sup>B</sup>	3000	2000

<sup>A</sup> 1000  $\mu\text{m}$  = 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  $\mu\text{m}$ , 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.

$$B_y = \frac{|e_y - e_b|}{|e_y + e_b|} \quad (5)$$

where:

- $e_y$  = indicated strain from front transducer,  $\mu\text{m}$ ;
- $e_b$  = indicated strain from back transducer,  $\mu\text{m}$ ; 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.

$$F^u = F^{\text{max}}/A \quad (6)$$

$$\sigma_i = F_i/A \quad (7)$$

where:

- $F^u$  = ultimate tensile strength, MPa [psi];
- $F^{\text{max}}$  = maximum load before failure, N [lbf];
- $\sigma_i$  = tensile stress at  $i$ th data point, MPa [psi];
- $F_i$  = load at  $i$ th data point, N [lbf]; and
- $A$  = average cross-sectional area from 11.2.3,  $\text{mm}^2$  [ $\text{in}^2$ ].

**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.

$$\epsilon_i = \delta_i/L_g \quad (8)$$

where:

- $\epsilon_i$  = tensile strain at  $i$ th data point,  $\mu\text{m}$ ;
- $\delta_i$  = 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 and 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.

$$E^{\text{chord}} = \Delta\sigma/\Delta\epsilon \quad (9)$$

where:

- $E^{\text{chord}}$  = tensile chord modulus of elasticity, GPa [psi];
- $\Delta\sigma$  = difference in applied tensile stress between the two strain points of Table 3, MPa [psi]; and
- $\Delta\epsilon$  = 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,

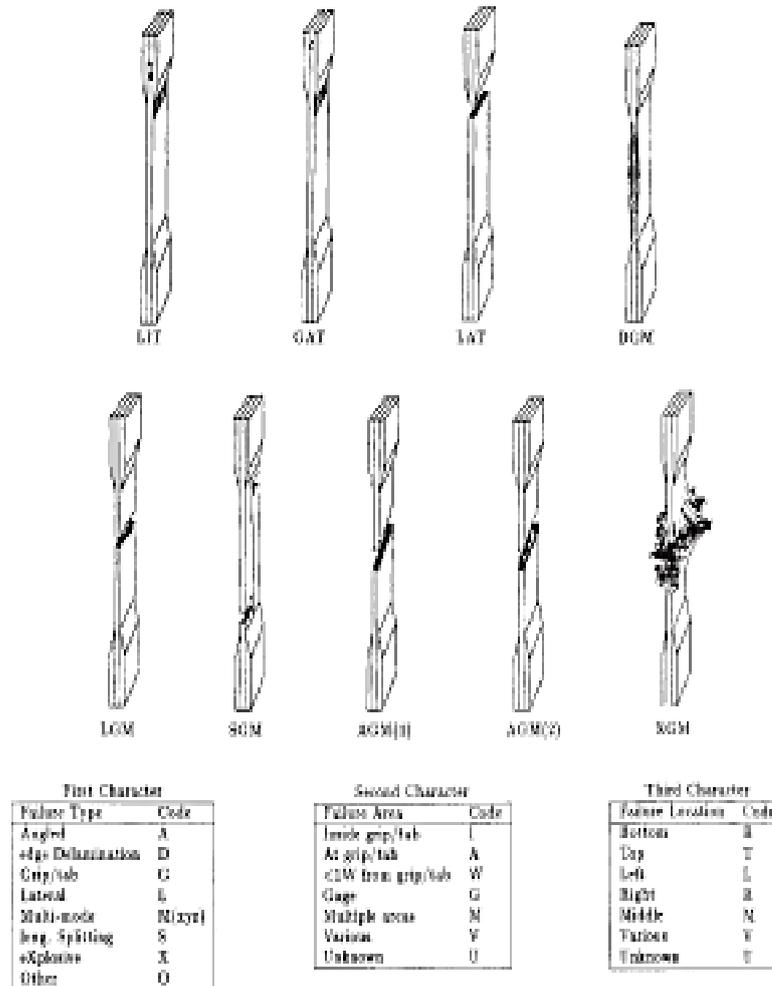


FIG. 4 Tensile Test Failure Codes/Typical Modes

and the results to three significant figures. Test Method E 111 provides additional guidance in the determination of modulus of elasticity.

NOTE 10—An example of another modulus definition is the secondary chord modulus of elasticity for materials that exhibit essentially bilinear stress-strain behavior. An example of secondary chord modulus is shown in Fig. 5.

#### 12.4 Poisson's Ratio:

NOTE 11—If bonded resistance strain gages are being used, the error produced by the transverse sensitivity effect on the transverse gage will generally be much larger for composites than for metals. An accurate measurement of Poisson's ratio requires correction for this effect. The strain gage manufacturer should be contacted for information on the use of correction factors for transverse sensitivity.

12.4.1 *Poisson's Ratio By Chord Method*—Select the appropriate chord modulus longitudinal strain range from Table 3. Determine (by plotting or otherwise) the transverse strain (measured perpendicular to the applied load),  $\epsilon_p$ , at each of the two longitudinal strains (measured parallel to the applied load),  $\epsilon_s$ , strain range and points. If data is not available at the exact strain range and points (as often occurs with digital data), use

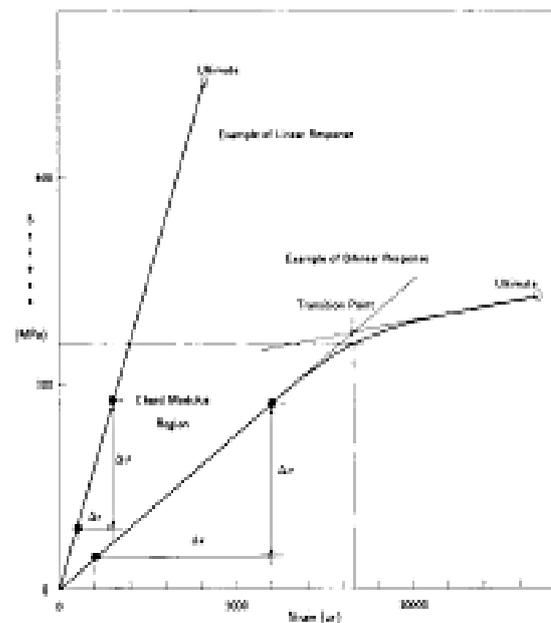


FIG. 5 Typical Tensile Stress-Strain Curves

the closest available data point. Calculate Poisson's ratio by Eq 10 and report to three significant figures. Also report the strain range used.

$$\nu = -\Delta\epsilon_y/\Delta\epsilon_x \quad (10)$$

where:

$\nu$  = Poisson's ratio;

$\Delta\epsilon_y$  = difference in lateral strain between the two longitudinal strain points of Table 3,  $\mu\epsilon$ ; and

$\Delta\epsilon_x$  = difference between the two longitudinal strain points of Table 3 (nominally either 0.001, 0.002, or 0.005).

12.4.2 *Tensile Poisson's Ratio (Other Definitions)*—Other definitions of Poisson's ratio may be evaluated and reported at the user's direction. If such data is generated and reported, report also the definition used, the strain range used, and the results to three significant figures. Test Method E 132 provides additional guidance in the determination of Poisson's ratio.

12.5 *Transition Strain*—Where applicable, determine the transition strain from either the bilinear longitudinal stress versus longitudinal strain curve or the bilinear transverse strain versus longitudinal strain curve. Create a best linear fit or chord line for each of the two linear regions and extend the lines until they intersect. Determine to three significant digits the longitudinal strain that corresponds to the intersection point and record this value as the transition strain. Report also the method of linear fit (if used) and the strain range over which the linear fit or chord lines were determined. A graphical example of transition strain is shown in Fig. 5.

12.6 *Statistics*—For each series of tests calculate the average value, standard deviation and coefficient of variation (in percent) for each property determined:

$$\bar{x} = (\sum_{i=1}^n x_i)/n \quad (11)$$

$$s_{n-1} = \sqrt{(\sum_{i=1}^n x_i^2 - n\bar{x}^2)/(n-1)} \quad (12)$$

$$CV = 100 \times s_{n-1}/\bar{x} \quad (13)$$

where:

$\bar{x}$  = sample mean (average);

$s_{n-1}$  = sample standard deviation;

CV = sample coefficient of variation, in percent;

$n$  = number of specimens; and

$x_i$  = measured or derived property.

### 13. Report

13.1 Report the following information, or references pointing to other documentation containing this information, to the maximum extent applicable (reporting of items beyond the control of a given testing laboratory, such as might occur with material details or panel fabrication parameters, shall be the responsibility of the reporter):

13.1.1 The revision level or date of issue of this test method.

13.1.2 The date(s) and location(s) of the test.

13.1.3 The name(s) of the test operator(s).

13.1.4 Any variations to this test method, anomalies noticed during testing, or equipment problems occurring during testing.

13.1.5 Identification of the material tested including: material specification, material type, material designation, manufacturer, manufacturer's lot or batch number, source (if not from 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.

13.1.6 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.

13.1.7 Ply orientation stacking sequence of the laminate.

13.1.8 If requested, report density, volume percent reinforcement, and void content test methods, specimen sampling method and geometries, test parameters, and test results.

13.1.9 Average ply thickness of the material.

13.1.10 Results of any nondestructive evaluation tests.

13.1.11 Method of preparing the test specimen, including specimen labeling scheme and method, specimen geometry, sampling method, coupon cutting method, identification of tab geometry, tab material, and tab adhesive used.

13.1.12 Calibration dates and methods for all measurement and test equipment.

13.1.13 Type of test machine, grips, jaws, grip pressure, alignment results, and data acquisition sampling rate and equipment type.

13.1.14 Results of system alignment evaluations, if any such were done.

13.1.15 Dimensions of each test specimen.

13.1.16 Conditioning parameters and results, use of travelers and traveler geometry, and the procedure used if other than that specified in the test method.

13.1.17 Relative humidity and temperature of the testing laboratory.

13.1.18 Environment of the test machine environmental chamber (if used) and soak time at environment.

13.1.19 Number of specimens tested.

13.1.20 Speed of testing.

13.1.21 Transducer placement on the specimen and transducer type for each transducer used.

13.1.22 If strain gages were used, the type, resistance, size, gage factor, temperature compensation method, transverse sensitivity, lead-wire resistance, and any correction factors used.

13.1.23 Stress-strain curves and tabulated data of stress versus strain for each specimen.

13.1.24 Percent bending results for each specimen so evaluated.

13.1.25 Individual 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 before failure.

13.1.26 Individual strains at failure and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

13.1.27 Strain range used for chord modulus and Poisson's ratio determination.

13.1.28 If another definition of 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.

13.1.29 Individual values of modulus of elasticity, and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

13.1.30 If another definition of Poisson's ratio is used in addition to the chordwise definition, describe the method used, the resulting correlation coefficient (if applicable), and the strain range used for the evaluation.

13.1.31 Individual values of Poisson's ratio, and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

13.1.32 If transition strain is determined, the method of linear fit (if used) and the strain ranges over which the linear fit or chord lines were determined.

13.1.33 Individual values of transition strain (if applicable), and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

13.1.34 Failure mode and location of failure for each specimen.

#### 14. Precision and Bias

##### 14.1 Precision:

14.1.1 The precision and bias of tension test strength and modulus measurements depend on strict adherence to the Test Method D 3039/D 3039M and are influenced by mechanical and material factors, specimen preparation, and measurement errors.

14.1.2 Mechanical factors that can affect the test results include: the physical characteristics of the testing machine (stiffness, damping, and mass), accuracy of loading and displacement/strain measurement, speed of loading, alignment of test specimen with applied load, parallelism of the grips, grip pressure, and type of load control (displacement, strain, or load).

14.1.3 Material factors that can affect test results include: material quality and representativeness, sampling scheme, and specimen preparation (dimensional accuracy, tab material, tab taper, tab adhesive, and so forth).

14.1.4 The mean tensile strength for a strain rate sensitive, glass/epoxy tape composite testing in the fiber direction was found to increase by approximately two standard deviations with decreasing time to failure tested at the limits of the recommended time to failure prescribed in Test Method D 3039/D 3039M. This result suggest that caution must be used when comparing test data obtained for strain rate sensitive composite materials tested in accordance with this standard.

14.1.5 Measurement errors arise from the use of specialized measuring instruments such as load cells, extensometers and strain gages, micrometers, data acquisition devices, and so forth.

14.1.6 Data obtained from specimens that fracture outside the gage area should be used with caution as this data may not be representative of the material. Failure in the grip region indicates the stress concentration at the tab is greater than the

natural strength variation of the material in the gage section. A tapered tab, bonded with a ductile low-modulus adhesive has a relatively low-stress concentration and should result in the lowest frequency of grip failures. Low-strength bias increases with the frequency of grip failures by an amount proportional to the stress concentration at the tab.

14.1.7 An interlaboratory test program was conducted where an average of five specimens each, of six different materials and lay-up configurations, were tested by nine different laboratories.<sup>10</sup> Table 4 presents the precision statistics generated from this study as defined in Practice E 691 for tensile strength, modulus, and failure strain. All data except that for Material B (90° lay-up) was normalized with respect to an average thickness. The materials listed in Table 15 are defined as:

A	IM-63501-6 uni-tape (0°)
B	IM-63501-6 uni-tape (90°)
C	IM-63501-6 uni-tape (90/0°)
F	Glass/epoxy fabric (T700) glass/Ciba R 7376 Epoxy- wrap aligned
G	Carbon/epoxy fabric (66101) carbon/Ciba R 8376

TABLE 4 Precision Statistics

Material	$\bar{x}$	$s \bar{x}$	$S_x$	$S_y$	$S_x/\bar{x}$ , %	$S_y/\bar{x}$ , %
Strength, ksi						
A	342.69	8.49	10.68	12.78	3.12	3.73
B	8.52	0.52	0.06	0.32	9.94	10.84
C	198.37	3.84	10.66	10.66	6.94	6.94
F	66.18	3.20	1.92	3.48	2.30	5.26
G	121.52	1.59	3.92	3.92	3.23	3.23
Modulus, Msi						
A	23.57	0.65	0.63	0.66	2.69	3.68
B	1.30	0.06	0.04	0.06	3.12	4.57
C	12.38	0.29	0.37	0.44	2.98	3.54
F	3.05	0.08	0.04	0.09	1.01	2.28
G	9.47	0.18	0.12	0.20	1.29	2.08
Failure Strain, %						
A	1.36	0.06	0.07	0.08	4.95	6.15
B	0.68	0.04	0.06	0.09	12.47	13.02
C	1.22	0.03	0.06	0.06	5.25	5.27
F	2.04	0.15	0.07	0.15	3.19	6.03
G	1.27	0.03	0.06	0.06	3.63	4.13

14.1.8 The averages of the coefficients of variation are in Table 5. The values of  $S_x/\bar{x}$  and  $S_y/\bar{x}$  represent the repeatability and the reproducibility coefficients of variation, respectively. These averages permit a relative comparison of the repeatability (within laboratory precision) and reproducibility (between laboratory precision) of the tension test parameters. Overall, this indicates that the failure strain measurements exhibit the least repeatability and reproducibility of all the parameters measured while modulus was found to provide the highest repeatability and reproducibility of the parameters measured.

<sup>10</sup> International Harmonization of Composite Materials—Phase I: Harmonization of ASTM D 3039/D 3039M and ISO 527-3, Final Report, ASTM Institute for Standards Research, April 1997.

TABLE 5 Averages of the Coefficients of Variation

Parameter	Average of $S/\bar{X}$ , %	Average of $S_p/\bar{X}$ , %
Strength	5.11	6.00
Modulus	2.22	3.22
Failure strain	5.94	7.32

14.1.9 The consistency of agreement for repeated tests of the same material is dependent on lay-up configuration, mate-

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 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 Bar 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 610-632-9588 (phone), 610-632-9585 (fax), or service@astm.org (e-mail); or through the ASTM website (www.astm.org).*

## ANEXO B

Norma ASTM – D 7264 (Flexión)

### 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 approval. A superscript symbol (n) indicates an editorial change since the last revision or approval.

#### 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 6836** 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 Laminas and Laminate 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, or contact ASTM Customer Service at 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,  $\sigma$* —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,  $E_f$* —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

$E_{sec}$  = 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

$s_{x-1}$  = sample standard deviation

$x_i$  = measured or derived property

$\bar{x}$  = sample mean

$d$  = mid-span deflection of the specimen

$\epsilon$  = strain at the outer surface at mid-span of the specimen

$\sigma$  = 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

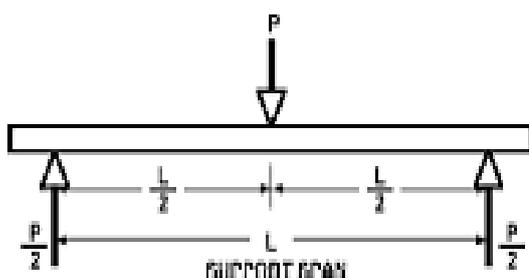


FIG. 1 Procedure A—Loading Diagram

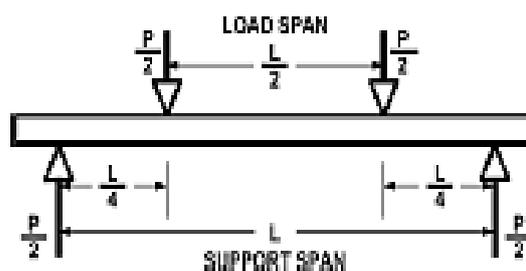


FIG. 2 Procedure B—Loading Diagram

force application member. Another difference between the three-point and four-point configurations is the presence of resultant vertical shear forces 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 plastic-focused method covering three-point flexure) and [D 6372](#) (a plastic-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 driven 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.

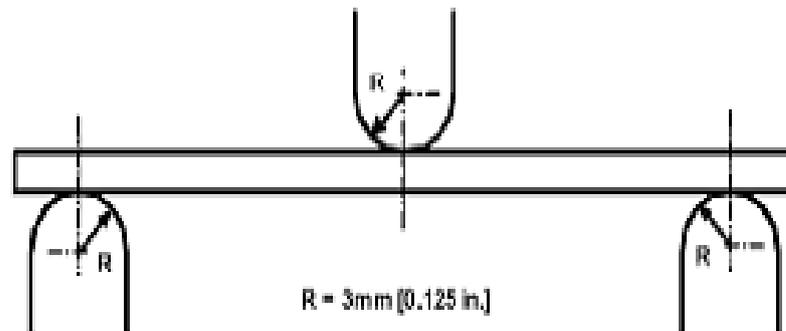
6.4 Loading noses may be fixed, rotatable or rolling. Typically, for testing composites, fixed or rotatable loading noses are used. The type of loading nose can affect results, since non-rolling paired supports on either the tension or compression side of the specimen introduce slight longitudinal forces and twisting moments on the beam, which superpose with the intended loading. The type of support 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.

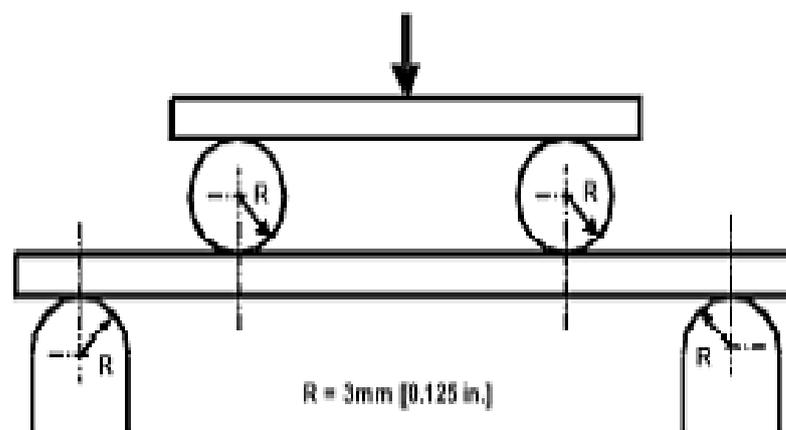
## 7. Apparatus

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 anvils interface on machined edges or very smooth toolled surfaces. A micrometer or caliper with flat anvils 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 0.02 mm [0.001 in.] is desirable for thickness and width measurement, while an instrument with an accuracy of 0.1 mm [0.004 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 0.1 % 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 0.1°C [0.2°F] and the required vapor level to within 0.3 % 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

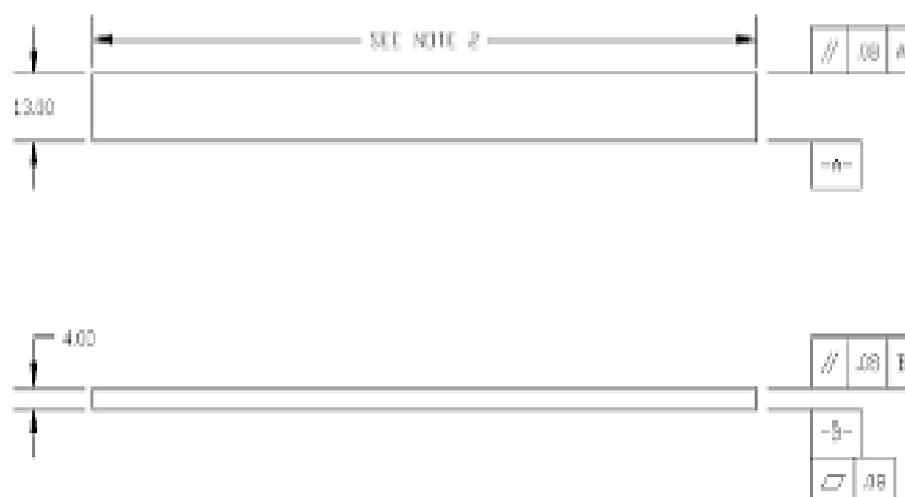
within 0.3°C [0.5°F] and the required vapor level to within 0.3 % relative humidity.

## 8. Test Specimens

**8.1 Specimen Preparation**—Guide **D 3687/D 3687M** 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 6836**. 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.

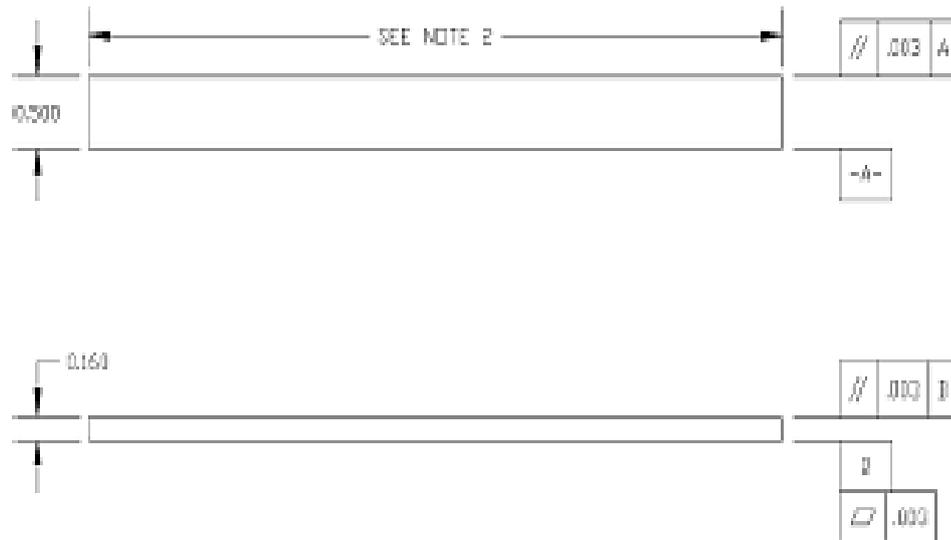
**8.2.1** Shear deformations can significantly reduce the apparent modulus of highly orthotropic laminates when they are tested at low support span-to-thickness ratios. For this reason, a high support span-to-thickness ratio is recommended for flexural modulus determinations. In some cases, separate 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 3—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/D 5229M; 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/D 5229M, 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 Method 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 homogeneous, 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):

$$\text{MPa} \quad \frac{3PL}{2bh^2} \quad (1)$$

where:

- $\sigma$  = 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  $\frac{1}{2}$  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):

$$\text{MPa} \quad \frac{3PL}{2bh^2} \quad (2)$$

where:

- $\sigma$  = 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 Mai, A., "Analysis of the Flexure Test for Laminated Composite Materials," *Composite Materials: Testing and Design (Third Conference)*, ASTM STP 348, 1974, pp. 30-43.

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(xyzt)	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:

$$\epsilon_{\max} = \frac{6dh}{L^2} \frac{d}{\epsilon} \quad (3)$$

$E_f$

where:

- $\epsilon$  = 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:

$$\epsilon = \frac{4.36dh}{L^2} \frac{d}{\epsilon} \quad (4)$$

where:

- $d$  = mid-span deflection, mm [in.],
- $\epsilon$  = 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 and 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).

$$E_f = \frac{\Delta \sigma}{\Delta \epsilon} \quad (5)$$

where:

$E_f$  = 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>1</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:

$$E_f^{\text{secant}} = \frac{L \cdot \sigma}{4bh^3} \quad (6)$$

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:

$$E_f^{\text{secant}} = \frac{0.133 \cdot \sigma}{bh^3} \quad (7)$$

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:

$$\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n} \quad (8)$$

$$s_{n-1} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n-1}}$$

where:

$$CV = 100 \cdot \frac{s_{n-1}}{\bar{x}}$$

- $\bar{x}$  = 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.

- $D_s$  = difference in flexural stress between the two selected strain points, MPa [psi], and  
 $D_e$  = difference between the two selected strain points (nominally 0.002).

<sup>4</sup> For discussion of these effects, see Zweben C., Smith, W. S., and Wurtz, 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 874, 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 weaves, 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

## ANNEXES

### (Mandatory Information)

#### A1. MEASURING AND SETTING SPAN

A1.1 For flexural fixtures that have adjustable spans, it is important that the span between the supports is maintained constant or the actual measured span is used in the calculation of flexural stress, flexural modulus and strain, and the loading noses are positioned and aligned properly with respect to the supports. Some simple steps as follows can improve the repeatability of results when using adjustable span fixtures.

##### A1.2 Measurement of Span:

A1.2.1 This technique is needed to ensure that the correct span, not an estimated span, is used in calculation of results.

A1.2.2 Scribe a permanent line or mark at the exact center of the support where the specimen makes complete contact. The type of mark depends on whether the supports are fixed or rotatable (see Figs. A1.1 and A1.2).

A1.2.3 Using a vernier caliper with pointed tips that is readable to at least 0.1 mm [0.004 in.], measure the distance between the supports, and use this measurement of span in the calculations.

A1.3 Setting the Span and Alignment of Loading Nose(s)—To ensure a constant day-to-day setup of the span and ensure the alignment and proper positioning of the loading nose(s), simple jigs should be manufactured for each of the standard setups used. An example of a jig found to be useful is shown in Fig. A1.3.

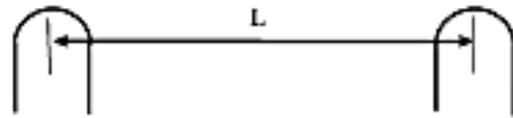


FIG. A1.1 Markings on Fixed Specimen Supports

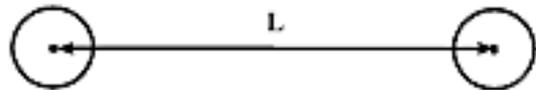


FIG. A1.2 Markings on Rotatable Specimen Supports

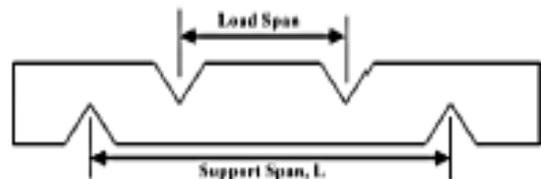


FIG. A1.3 Fixture Used to Align Loading Noses and Supports

## A2. TOE COMPENSATION

A2.1 In a typical force-deflection curve (see Fig. A2.1) there is a toe region, AC, which does not represent a property of the material. It is an artifact caused by a take-up of slack and alignment, or seating of the specimen. In order to obtain correct values of such parameters as flexural modulus, and deflection at failure, this artifact must be compensated for to give the corrected zero point on the deflection, or extension axis.

A2.2 In the case of a material exhibiting a region of Hookean (linear) behavior (see Fig. A2.1), a continuation of the linear (CD) region is constructed through the zero axis. This intersection (B) is the corrected zero deflection point from which all deflections must be measured. The slope can be determined by dividing the change in force between any two points along the line CD (or its extension) by the change in deflection at the same two points (measured from Point B, defined as zero-deflection).

A2.3 In the case of a material that does not exhibit any linear region (see Fig. A2.2), the same kind of toe correction of zero-deflection point can be made by constructing a tangent to the maximum slope at the inflection Point H'. This is extended to intersect the deflection axis at Point B', the corrected zero-deflection point. Using Point B' as zero deflection, the force at any point (G') on the curve can be divided by the deflection at that point to obtain a flexural chord modulus (slope of Line B'G').

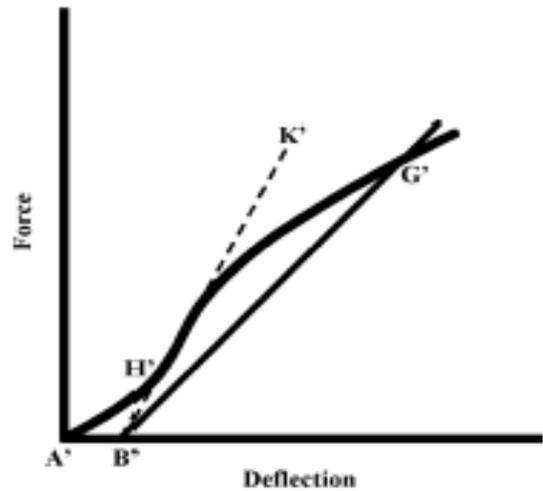


FIG. A2.2 Material without a Hookean Region

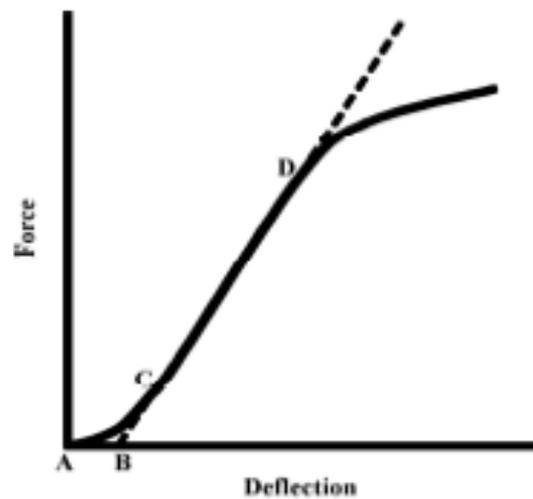


FIG. A2.1 Material with a Hookean Region

## ANEXO B

Norma ASTM – D 6110 (Impacto)



Designation: D 6110 – 04

### Standard Test Method for Determining the Charpy Impact Resistance of Notched Specimens of Plastics<sup>1</sup>

This standard is issued under the fixed designation D 6110; 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 is used to determine the resistance of plastics to breakage by flexural shock as indicated by the energy extracted from standardized (see Note 1) pendulum-type hammers, mounted in standardized machines, in breaking standard specimens with one pendulum swing. This test method requires specimens to be made with a milled notch (see Note 2). The notch produces a stress concentration which promotes a brittle, rather than a ductile, fracture. The results of this test method are reported in terms of energy absorbed per unit of specimen width (see Note 3).

Note 1—The machines with pendulum-type hammers have been standardized in that they must comply with certain requirements including a fixed height of hammer fall, which results in a substantially fixed velocity of the hammer at the moment of impact. Hammers of different initial energies (produced by varying their effective weights), however, are recommended for use with specimens of different impact resistance. Moreover, manufacturers of the equipment are permitted to use different lengths and constructions of pendulums with possible differences in pendulum rigidities resulting (see Section 5). Be aware that other differences in machine design do exist.

Note 2—The specimens are standardized in that they have a fixed length and fixed depth, however, the width of the specimens is permitted to vary between limits. One design of milled notch is allowed. The notch in the specimen serves to concentrate the stress, minimize plastic deformation, and direct the fracture to the part of the specimen behind the notch. Scatter in energy-to-break is thus reduced. Because of differences in the elastic and viscoelastic properties of plastics, however, response to a given notch varies among materials.

Note 3—Caution must be exercised in interpreting the results of this test method. The following testing parameters have been shown to affect test results significantly: method of specimen fabrication, including but not limited to processing technology, molding conditions, mold design, and thermal treatment; method of notching; speed of notching tool; design of notching apparatus; quality of the notch; time between notching and test; test specimen thickness; test specimen width under notch; and environmental conditioning.

1.2 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 appro-

priate safety and health practices and determine the applicability of regulatory limitations prior to use.

Note 4—This standard resembles ISO 179 in title only. The content is significantly different.

#### 2. Referenced Documents

##### 2.1 ASTM Standards:<sup>2</sup>

- D 618 Practice for Conditioning Plastics for Testing
- D 647 Practice for Design of Molds for Test Specimens of Plastic Molding Materials<sup>3</sup>
- D 883 Terminology Relating to Plastics
- D 4000 Classification System for Specifying Plastic Materials
- D 4066 Classification System for Nylon Injection and Extrusion Materials
- D 5942 Test Method for Determination of Charpy Impact Strength
- D 5947 Test Methods for Physical Dimensions of Solid Plastic Specimens
- E 691 Practice for Conducting an Interlaboratory Test Program to Determine the Precision of Test Methods

#### 3. Terminology

3.1 *Definitions*—For definitions related to plastics, see Terminology D 883.

#### 4. Summary of Test Method

4.1 A notched specimen is supported as a horizontal simple beam and is broken by a single swing of the pendulum with the impact line midway between the supports and directly opposite the notch.

#### 5. Significance and Use

5.1 Before proceeding with this test method, refer to the material specification for the material being tested. Any test specimen preparation, conditioning, dimensions and testing parameters required by the material's specification shall take

<sup>1</sup> This test method is under the jurisdiction of ASTM Committee D20 on Plastics and are the direct responsibility of Subcommittee D20.10 on Mechanical Properties.

Current edition approved March 1, 2004. Published April 2004. Originally approved in 1997. Last previous edition approved in 2002 as D 6110 - 02.

<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> *Discontinued 1994; Replaced by D 1896, D 3419, D 3643, D 4703, D 3227.*

\*A Summary of Changes section appears at the end of this standard.

precedence over those required by this test method. Table 1 of Classification D 4000 lists the ASTM materials standards that currently exist. If there is no material specification, then the requirements of this test method apply.

5.2 The excess energy pendulum impact test indicates the energy to break standard test specimens of specified size under stipulated conditions of specimen mounting, notching (stress concentration), and pendulum velocity at impact.

5.3 For this test method, the energy lost by the pendulum during the breakage of the specimen is the sum of the energies required to initiate fracture of the specimen; to propagate the fracture across the specimen; to throw the free ends of the broken specimen (toss energy); to bend the specimen; to produce vibration in the pendulum arm; to produce vibration or horizontal movement of the machine frame or base; to overcome friction in the pendulum bearing and in the excess energy indicating mechanism, and to overcome windage (pendulum air drag); to indent or deform, plastically, the specimen at the line of impact; and to overcome the friction caused by the rubbing of the striking nose over the face of the bent specimen.

Note 5—The toss energy, or the energy used to throw the free ends of the broken specimen, is suspected to represent a very large fraction of the total energy absorbed when testing relatively dense and brittle materials. No procedure has been established for estimating the toss energy for the Charpy method.

5.4 For tough, ductile, fiber-filled, or cloth-laminated materials, the fracture propagation energy is usually large compared to the fracture initiation energy. When testing these materials, energy losses due to fracture propagation, vibration, friction between the striking nose and the specimen has the potential to become quite significant, even when the specimen is accurately machined and positioned, and the machine is in good condition with adequate capacity (see Note 6). Significant energy losses due to bending and indentation when testing soft materials have also been observed.

Note 6—Although the frame and the base of the machine should be sufficiently rigid and massive to handle the energies of tough specimens without motion or excessive vibration, the pendulum arm cannot be made very massive because the greater part of its mass must be concentrated near its center of percussion at its striking nose. Locating the striking nose precisely at the center of percussion reduces the vibration of the pendulum arm when used with brittle specimens. Some losses due to pendulum arm vibration (the amount varying with the design of the pendulum) will occur with tough specimens even when the striking nose is properly positioned.

5.5 In a well-designed machine of sufficient rigidity and mass the losses due to vibration and friction in the pendulum bearing and in the excess energy indicating mechanism should be very small. Vibrational losses are observed when wide specimens of tough materials are tested in machines of insufficient mass, or in machines that are not securely fastened to a heavy base.

5.6 Since this test method permits a variation in the width of the specimens and since the width dictates, for many materials, whether a brittle, low-energy break (as evidenced by little or no drawing down or necking and by a relatively low energy absorption) or a ductile, high-energy break (as evidenced by considerable drawing or necking down in the region behind the notch and by a relatively high energy absorption) will occur, it

is necessary that the width be stated in the specification covering that material and that the width be stated along with the impact value.

5.7 This test method requires that the specimen break completely. Results obtained when testing materials with a pendulum that does not have sufficient energy to complete the breaking of the extreme fibers and toss the broken pieces shall be considered a departure from standard and should not be reported as a standard result. Impact values cannot be directly compared for any two materials that experience different types of failure.

5.8 The value of this impact test method lies mainly in the areas of quality control and materials specification. If two groups of specimens of supposedly the same material show significantly different energy absorptions, critical widths, or critical temperatures, it is permitted to assume that they were made of different materials or were exposed to different processing or conditioning environments. The fact that a material shows twice the energy absorption of another under these conditions of test does not indicate that this same relationship will exist under another set of test conditions.

## 6. Apparatus

6.1 *Pendulum Impact Machine*—The machine shall consist of a massive base on which are mounted a pair of supports for holding the specimen and to which is connected, through a rigid frame and bearings, one of a number of pendulum-type hammers having an initial energy suitable for use with the particular specimen to be tested (or one basic pendulum designed to accept add-on weights), plus a pendulum holding and releasing mechanism and a mechanism for indicating the excess energy remaining in the pendulum after breaking specimen. The specimen anvil, pendulum, and frame shall be sufficiently rigid to maintain correct alignment of the striking edge and specimen, both at the moment of impact and during the propagation of the fracture, and to minimize energy losses due to vibration. The base shall be sufficiently massive so that the impact will not cause it to move. The machine shall be designed, constructed, and maintained so that energy losses due to pendulum air drag (windage), friction in the pendulum bearings, and friction and inertia in the excess energy indicating mechanism are held to a minimum.

6.1.1 *Pendulum*—The simple pendulum shall consist of a single or multi-membered arm with a bearing on one end and a head, containing the striking nose, on the other. Although a large proportion of the mass of the pendulum should be concentrated in the head, the arm must be sufficiently rigid to maintain the proper clearances and geometric relationships between the machine parts and the specimen and to minimize vibrational energy losses, which are always included in the measured impact value. A machine with a simple pendulum design is illustrated in Fig. 1. Instruments with a compound-pendulum design also have been found to be acceptable for use. A compound-pendulum design is illustrated in Fig. 2.

6.1.1.1 The machine shall be provided with a basic pendulum capable of delivering an energy of  $2.7 \pm 0.14$  J [ $2.0 \pm 0.10$  ft-lbf]. This pendulum shall be used for specimens that extract less than 85% of this energy when breaking a specimen. Heavier pendulums or additional weights designed to

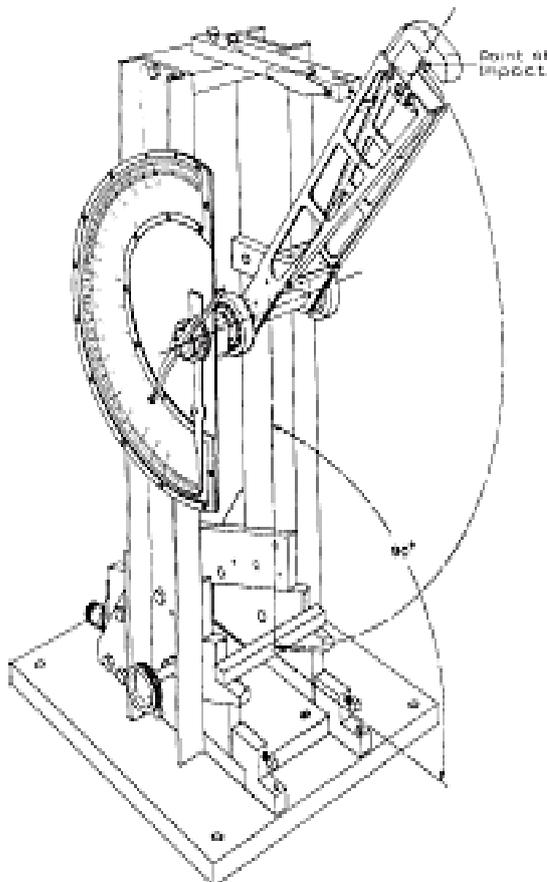


FIG. 1 Simple Beam (Charpy-Type) Impact Machine

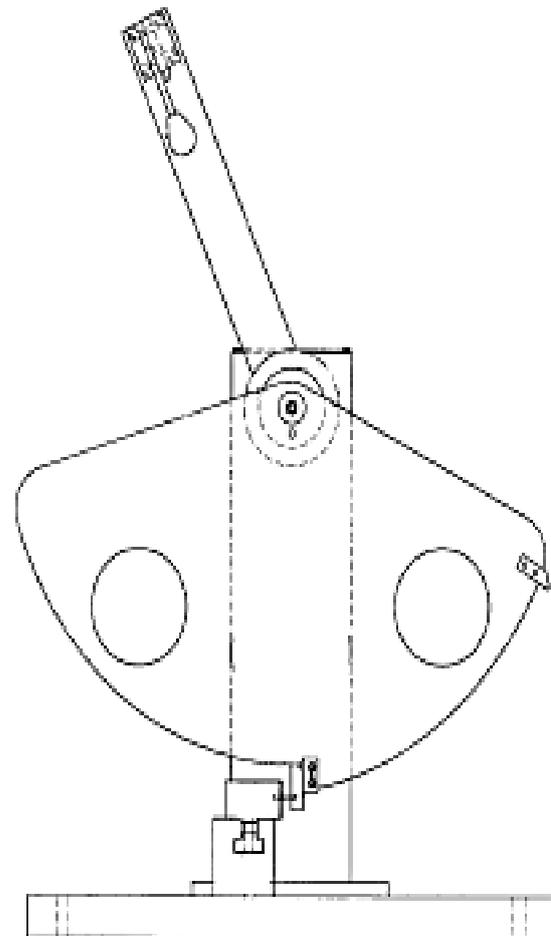


FIG. 2 Example of Compound-Pendulum-Type Machine

attach to the basic pendulum shall be provided for specimens that require more energy to break. A series of pendulums such that each has twice the energy of the next lighter one has been found convenient.

6.1.1.2 The effective length of the pendulum shall be between 0.325 and 0.406 m [12.8 and 16.0 in.] so that the required elevation of the striking nose is obtained by raising the pendulum to an angle between 60 and 30° above the horizontal.

6.1.2 *Striking Edge*—The striking edge (nose) of the pendulum shall be made of hardened steel, tapered to have an included angle of  $45 \pm 2^\circ$  and shall be rounded to a radius of  $3.17 \pm 0.12$  mm [ $0.125 \pm 0.005$  in.]. The pendulum shall be aligned in such a way that when it is in its free hanging position, the center of percussion of the pendulum shall lie within  $\pm 2.54$  mm [0.10 in.] of the middle of the line of contact made by the striking nose upon the face of a standard specimen of square cross section. The distance from the axis of support to the center of percussion is determined experimentally from the period of motion of small amplitude oscillations of the pendulum by means of the following equation:

$$l = (g/4\pi^2) p^2 \quad (1)$$

where:

- $l$  = distance from the axis of support to the center of percussion, m,
- $g$  = local gravitational acceleration (known to an accuracy of one part in one thousand),  $m/s^2$
- $\pi = 3.1416$  ( $4\pi^2 = 39.48$ ), and
- $p$  = period, in s, of a single complete swing (to and fro) determined from at least 20 consecutive and uninterrupted swings. The angle of swing shall be less than  $5^\circ$  each side of center.

6.1.3 *Pendulum Holding and Releasing Mechanism*—The mechanism shall be designed, constructed, and operated so that it will release the pendulum without imparting acceleration or vibration to the pendulum. The position of the pendulum holding and releasing mechanism shall be such that the vertical height of fall of the striking nose shall be  $610 \pm 2$  mm [ $24.0 \pm 0.005$  in.]. This will produce a velocity of the striking nose at the moment of impact of approximately 3.46 m [11.4 ft]/s as determined by the following equation:

$$v = \sqrt{2gh} \quad (2)$$

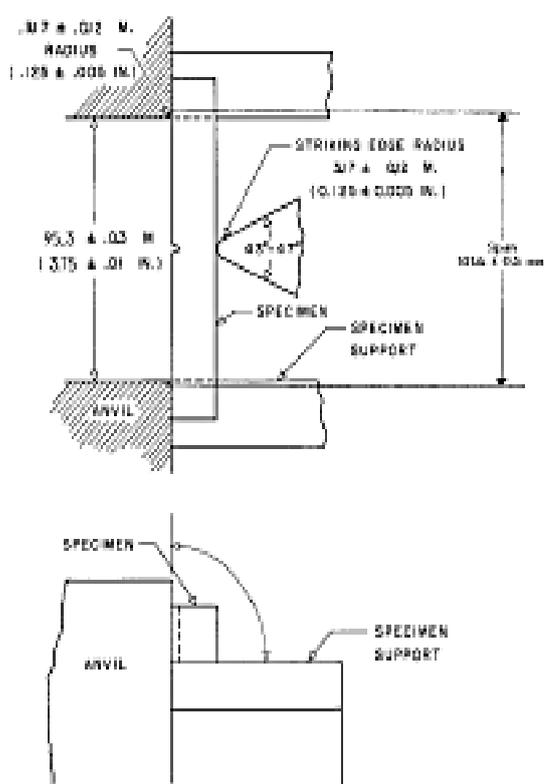


FIG. 3 Relationship of Anvil, Specimen, and Striking Edge to Each Other for Charpy Test Method

where:

$v$  = velocity of the striking nose at the moment of impact,  
 $g$  = local gravitational acceleration, and  
 $h$  = vertical height of fall of the striking nose.

This assumes no windage or friction.

6.1.4 *Specimen Supports*—The test specimen shall be supported against two rigid anvils in such a position that its center of gravity and the center of the notch shall lie on tangent to the arc of travel of the center of percussion of the pendulum drawn at the position of impact. The edges of the anvils shall be rounded to a radius of  $3.17 \pm 0.12$  mm [ $0.125 \pm 0.005$  in.] and the anvils' lines of contact (span) with the specimen shall be  $101.6 \pm 0.5$  mm [ $4.0 \pm 0.02$  in.] apart (see Fig. 3). A jig for positioning the specimen on the supports should be supplied by the machine manufacturer.

Note 7—Some machines currently in use employ a 108.0-mm span. Data obtained under these conditions are valid.<sup>4</sup>

6.1.5 *Excess Energy Indicator*—Means shall be provided for determining energy remaining in the pendulum after breaking a specimen. One acceptable method is the use of a pointer and dial mechanism which indicate the height of rise of the pendulum beyond the point of impact in terms of energy removed from that specific pendulum. More modern instruments use an electronic digital display or computer to measure the energy loss and indicate the breaking energy of the

specimen. The indicated remaining energy must be corrected for pendulum bearing friction, pointer friction, pointer inertia, and pendulum windage. The equipment manufacturer should provide graphs or tables to aid in the calculation of the correction friction and windage. Instructions for making these corrections are found in Annex A1 and Annex A2. Many digital indicating systems automatically correct for windage and friction. The equipment manufacturer should be consulted for information on how this is performed.

6.1.6 The calibration procedure in Appendix X2 should be used to establish the accuracy of the equipment. A check of the calibration of an impact machine is difficult to make under dynamic conditions. The basic parameters normally are checked under static conditions. If the machine passes the static tests, then it is assumed to be accurate. Appendix X2, however, also describes a dynamic test for checking certain features of the machine and specimen. For some machine designs, it might be necessary to change the recommended method of obtaining the required calibration measurements. Additional instructions for adjusting a particular machine should be supplied by the manufacturer. Other methods of performing the required checks are acceptable provided that they are proven to result in an equivalent accuracy.

6.2 *Specimen Notching Machine*—Notching shall be done on a milling machine, engine lathe, or other suitable machine tool. A carbide-tipped or industrial diamond-tipped notching cutter is recommended. Both cutter speed and feed rate shall be controllable. Provision for cooling the specimen is recommended. Water and compressed air are suitable coolants for many plastics.

6.2.1 The profile of the cutting tooth or teeth shall be such as to produce a notch in the test specimen of the contour and depth specified in Fig. 4 and in the manner specified in Section 8.

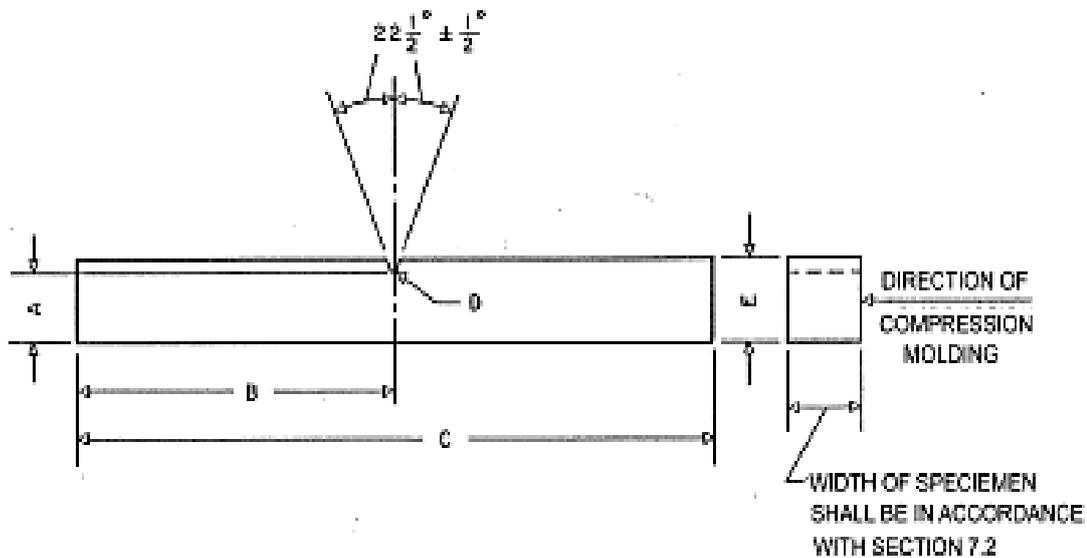
6.2.2 A single-tooth cutter shall be used for notching the specimen, unless it is demonstrated that notches of an equivalent quality are produced with a multi-tooth cutter. Single-tooth cutters are preferred because of the ease of grinding the cutter to the specimen contour and because of the smoother cut on the specimen. The cutting edge shall be ground and honed carefully to ensure sharpness and freedom from nicks and burrs. Tools with no rake and a work relief angle of 15 to 20° have been found satisfactory.

6.3 *Micrometers*—Apparatus for measurement of the width of the specimen shall comply with the requirements of Test Methods D 5947. Apparatus for the measurement of the depth of plastic material remaining in the specimen under the notch shall comply with requirements of Test Methods D 5947, provided however that the one anvil or presser foot shall be a tapered blade conforming to the dimensions given in Fig. 5. The opposing anvil or presser foot shall be flat and conforming to Test Methods D 5947.

## 7. Test Specimen

7.1 The test specimen shall conform to the dimensions and geometry of Fig. 4, except as modified in accordance with 7.2-7.5. To ensure the correct contour and conditions of the specified notch, all specimens shall be notched in accordance with Section 8.

<sup>4</sup> Supporting data is available from ASTM Headquarters. Request Research Report RR: 1020-1033.



A	10.16 ± 0.05	0.400 ± 0.002
B	63.5 max 61.0 min	2.50 max 2.40 min
C	127.0 max 124.5 min	5.00 min 4.90 min
D	0.254 ± 0.05	0.0100 ± 0.002
E	12.70 ± 0.15	0.500 ± 0.008

FIG. 4 Dimensions of Simple Beam, Charpy Type, Impact Test Specimen

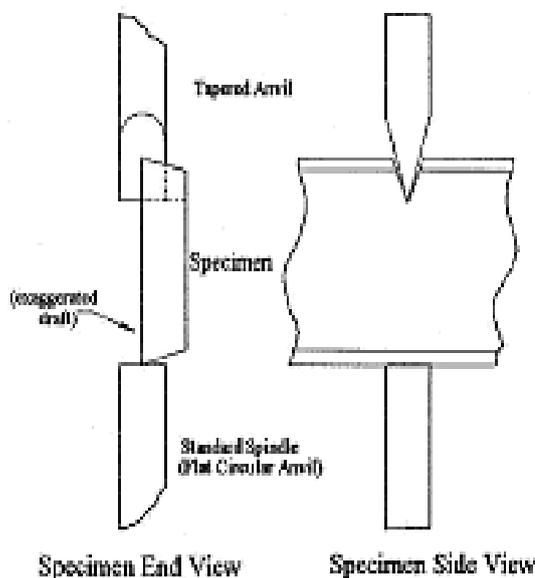


FIG. 5 Notch Depth Measurement on Test Specimens

7.2 Molded specimens shall have a width between 3.00 and 12.7 mm [0.118 and 0.500 in.]. Use the specimen width as specified in the material specification or as agreed upon between the supplier and the customer.

7.2.1 The type of mold and molding machine used and the flow behavior in the mold cavity will influence the strength obtained. It is possible that results from a specimen taken from

one end of a molded bar will give different results than a specimen taken from the other end. Cooperating laboratories should therefore agree on standard molds conforming to Practice D 647, and upon a standard molding procedure for the material under investigation.

7.2.2 A critical investigation of the mechanics of impact testing has shown that tests made upon specimens under 6.35 mm [0.250 in.] in width absorb more energy due to crushing, bending, and twisting than do wider specimens. Specimens 6.35 mm [0.250 in.] or over in width are therefore recommended. The responsibility for determining the minimum specimen width shall be the investigator's, with due reference to the specification for that material.

7.2.3 The impact resistance of a plastic material will be different if the notch is perpendicular to, rather than parallel to, the direction of molding.

7.3 For sheet materials, the specimens shall be cut from the sheet in both the lengthwise and crosswise directions unless otherwise specified. The width of the specimen shall be the thickness of the sheet if the sheet thickness is between 3.00 and 12.7 mm [0.118 and 0.500 in.]. Sheet material thicker than 12.7 mm [0.500 in.] shall be machined down to 12.7 mm [0.500 in.]. It is acceptable to test specimens with a 12.7-mm [0.500-in.] square cross section either edgewise or flatwise as cut from the sheet. When specimens are tested flatwise, the notch shall be made on the machined surface if the specimen is machined on one face only. When the specimen is cut from a thick sheet, notation shall be made of the portion of the thickness of the sheet from which the specimen was cut, for example, center, top, or bottom surface.

7.3.1 The impact resistance of a plastic material will be different if the notch is perpendicular to, rather than parallel to, the grain of an anisotropic bar cut from a sheet. Specimens cut from sheets that are suspected of being anisotropic shall be prepared and tested both lengthwise and crosswise to the direction of the anisotropy.

7.4 The practice of cementing, bolting, clamping, or otherwise combining specimens of substandard width to form a composite test specimen is not recommended and should be avoided since test results will be seriously affected by interface effects or effects of solvents and cements on energy absorption of composite test specimens, or both. If Charpy test data on such thin materials are required, however, and if possible sources of error are recognized and acceptable, the following technique of preparing composites ought to be utilized. The test specimens shall be a composite of individual thin specimens totaling 6.35 to 12.7 mm [0.125 to 0.500 in.] in width. Individual members of the composite shall be aligned accurately with each other and clamped, bolted, or cemented together. Care must be taken to select a solvent or adhesive that will not affect the impact resistance of the material under test. If solvents or solvent-containing adhesives are employed, a conditioning procedure shall be established to ensure complete removal of the solvent prior to test. The composite specimens shall be machined to proper dimensions and then notched. In all such cases, the use of composite specimens shall be noted in the report of test results.

7.5 Each specimen shall be free of twist and shall be bounded by mutually perpendicular pairs of plane, parallel surfaces and free from scratches, pits, and sink marks. The specimens shall be checked for conformity with these requirements by visual observation against straight edges, squares or flat plates, and by measuring with micrometer calipers. Any specimen showing observable or measurable departure from one or more of these requirements shall be rejected or machined to the proper size and shape before testing. A specimen that has a slight twist to its notched face of 0.05 mm [0.002 in.] at the point of contact with the pendulum striking edge will be likely to have a characteristic fracture surface with considerable greater fracture area than for a normal break. In this case, the energy to break and toss the broken section will be considerably larger (20 to 30 %) than for a normal break.

## 8. Notching Test Specimens

Note 8—When testing a material for the first time, it is necessary to study the effect of all variations in the notching conditions, including cutter dimensions, notch depth, cutter speed, and feed rate. To establish that the notching parameters are suitable, it is advisable to notch several specimens of the material and inspect both the tool entrance and tool exit side of each notched specimen, in accordance with Appendix XI. Adjust the notching machine as required. The specimens used to determine notching conditions shall not be used to make determinations of impact resistance.

8.1 *Notch Dimensions*—The included angle of the notch shall be  $45 \pm 1^\circ$  with a radius of curvature at the apex of  $0.25 \pm 0.05$  mm [ $0.010 \pm 0.002$  in.]. The plane bisecting the notch angle shall be perpendicular to the face of the test specimen within  $2^\circ$ .

8.1.1 The notch is a critical factor of this test. It is extremely important, therefore, that dimensions of the notch in the specimen are verified. There is evidence that the contour of notches cut in materials of widely differing physical properties by the same cutter will differ. It is sometimes necessary to alter the cutter dimensions in order to produce the required notch contour for certain materials.

8.1.2 Both the notch and the cutter used to make the notch shall be inspected, at a minimum, after every 500 notches. The specimen used to verify the notch shall be the same material that is being prepared for testing. Follow the procedure in Appendix XI when inspecting and verifying the notch in the specimen. If the angle or radius of the notch does not meet the requirements of 8.1, the cutter should be replaced.

Note 9—The contour of the notch made using multi-tooth cutters is checked by measuring the contour of the notch on a strip of soft metal that is inserted between two specimens during the notching process.

Note 10—When the same material is being tested on a repetitive basis, and it is demonstrated that the notch in the specimen takes the contour of the tip of the cutter and that the notch meets the contour requirements when checked in accordance with Appendix XI, then it is acceptable to check the contour of the tip of the cutter instead of the notch in the specimen.

8.2 *Notch Depth*—The depth of the plastic material remaining in the specimen under the notch shall be  $10.16 \pm 0.05$  mm [ $0.400 \pm 0.002$  in.]. This dimension shall be measured with apparatus in accordance with 6.3. The tapered blade will be fitted to the notch. The specimen will be approximately vertical between the anvils. Position the edge of the non-cavity (wider edge) surface centered on the micrometer's flat circular anvil.

8.3 *Cutter Speed and Feed Rate*—The cutter speed and feed speed should be selected based on the material being tested. The quality of the notch will be adversely affected by thermal deformations and stresses induced during the cutting operation if proper conditions are not selected.<sup>3</sup> The notching parameters used shall not alter the physical state of the material, such as by raising the temperature of a thermoplastic above its glass transition temperature.

8.3.1 In general, high cutter speeds, slow feed rates, and lack of coolant induce more thermal damage than a slow cutter speed, fast feed speed, and the use of a coolant. Too high a feed speed/cutter speed ratio, however, has been shown to cause impacting and cracking of the specimen. The range of cutter speed/feed ratios possible to produce acceptable notches has been shown to be extended by the use of a suitable coolant.

8.3.1.1 For some thermoplastics, suitable notches have been produced using cutter speeds from 54 to 150 m/min and a feed rate of 89 to 160 mm/min without a water coolant. Satisfactory notches also have been produced using the same cutter speeds at feed speeds of from 36 to 160 mm/min with water coolant.

8.3.1.2 Embedded thermocouples have been used to determine the temperature rise in the material near the apex of the notch during machining. Thermal stresses induced during the notching operation have been observed in transparent materials by viewing the specimen at low magnification between crossed

<sup>3</sup> Supporting data is available from ASTM Headquarters. Request Research Report RR: D20-1066.

polar in monochromatic light. The specimens used to determine temperature rise shall not be used to make determinations of impact resistance.

8.3.2 The feed rate and the cutter speed shall remain constant throughout the notching operation.

8.4 It is acceptable to notch specimens individually or in a group. In either case, however, an unnotched backup or dummy bar shall be placed behind the last specimen in the sample holder to prevent distortion and chipping by the cutter as it exits from the last test specimen.

8.5 All specimens having one dimension less than 12.7 mm [0.500 in.] shall have the notch cut on the shorter side. Compression molded specimens shall be notched on the side parallel to the direction of application of molding pressure. The impact resistance of a plastic material will be different if the notch is perpendicular to rather than parallel to the direction of molding, as with or across the grain of an anisotropic bar cut from a plate.

## 9. Conditioning

9.1 Check the materials specification for the material that is being tested. If there are no conditioning requirements stated by the materials specification, the test specimens shall be conditioned at  $23 \pm 2^\circ\text{C}$  [ $73 \pm 3.6^\circ\text{F}$ ] and  $50 \pm 5\%$  relative humidity for not less than 40 h after notching and prior to testing in accordance with Procedure A of Practice D 618, unless documented (between supplier and customer) that shorter conditioning time is sufficient for a given material to reach equilibrium of impact resistance.

9.2 For hygroscopic materials, such as nylons, the material specifications (for example, Classification System D 4066) call for testing dry-as-molded specimens. Such requirements take precedence over the above routine preconditioning to 50% relative humidity. These specimens shall be sealed in water vapor-impermeable containers as soon as molded. When notching these specimens, minimize the exposure time during notching and return the specimens to a dry container after notching to allow for full cooling of the specimens prior to testing.

9.3 *Test Conditions*—Conduct tests in the standard laboratory atmosphere of  $23 \pm 2^\circ\text{C}$  [ $73 \pm 3.6^\circ\text{F}$ ] and  $50 \pm 5\%$  relative humidity, unless otherwise specified. In cases of disagreement, the tolerances shall be  $\pm 1^\circ\text{C}$  and  $\pm 2\%$  relative humidity.

## 10. Procedure

### 10.1 Specimen Preparation:

10.1.1 Prepare the test specimens in accordance with the procedures in Section 7. At least five and preferably ten or more individual determinations of impact resistance shall be made to determine the average impact resistance for a particular sample. The specimens shall be of nominal width only.

10.1.2 Notch the specimens in accordance with the procedure in Section 8.

10.1.3 Condition the specimens in accordance with the materials specification for the material that is being tested. If there are no conditioning requirements detailed in the materials specification, follow the conditioning requirements in Section 9.

### 10.2 Machine Preparation:

10.2.1 Estimate the breaking energy for the sample and select a pendulum of suitable energy. Select the lightest standard pendulum that is expected to break all specimens in the group with an energy loss of not more than 85% of its capacity (see 6.1). If the breaking energy cannot be estimated, the correct pendulum can be determined by performing trial runs. Caution should be used to avoid damaging the pendulum by selecting a pendulum that is too light for a particular sample.

*Note 11*—Ideally, an impact test would be conducted at a constant test velocity. In a pendulum-type test, however, the velocity decreases as the fracture progresses. For specimens that have an impact energy approaching the capacity of the pendulum, there is insufficient energy to complete the break and loss. By avoiding the higher 15% scale energy readings, the velocity of the pendulum will not be reduced below 1.33 m/s. On the other hand, the use of a pendulum that is too heavy would reduce the sensitivity of the reading.

10.2.2 After installing the selected pendulum on the machine, check the machine for conformity with the requirements of Section 6 before starting the tests.

10.2.3 When using a machine equipped with a pointer and dial mechanism or an electronic indicator that does not automatically correct for windage and friction, determine the windage and friction correction factors for the machine before testing specimens. Windage and friction correction factors shall be determined on a daily basis and shall be calculated each time weight are added to the pendulum or the pendulum is changed. Refer to Annex A1 for information on constructing windage and friction correction charts or refer to Annex A2 for a procedure to calculate the windage and friction correction. If excessive friction is indicated (see X2.12 and X2.13) the machine shall be adjusted before testing specimens. Follow the machine manufacturer's instructions to correct for excessive windage and friction.

*Note 12*—The actual correction factors for windage and friction will be smaller than these factors in an actual test because the energy absorbed by the specimen prevents the pendulum from making a full swing. The indicated breaking energy of the specimen, therefore, must be included in the calculation of the machine correction.

10.2.4 Some machines equipped with an electronic digital display or computer automatically compensate for windage and friction.

### 10.3 Specimen Testing:

10.3.1 Check all of the specimens in the sample group for conformity with the requirements of Sections 7 and 8 and 10.1.

10.3.2 Measure and record the width of each specimen after notching to the nearest 0.025 mm [0.001 in]. Measure the width in one location adjacent to the notch centered about the anticipated fracture plane.

10.3.3 Measure and record the depth of material remaining in the specimen under the notch of each specimen to the nearest 0.025 mm [0.001 in]. The tapered blade will be fitted to the notch. The specimen will be approximately vertical between the anvils. Position the edge of the non-cavity (wider edge) surface so that it is centered on the micrometer's flat circular anvil. See Fig. 5.

10.3.4 Position a test specimen horizontally on the supports and against the anvils so that it will be impacted on the face

opposite the notch (see Fig. 3). The notch should be centered between the anvils. A centering jig is useful for this purpose.

10.3.5 Raise and secure the pendulum in the release mechanism. Zero the excess energy indicating mechanism.

10.3.6 Release the pendulum, allowing the striking edge of the pendulum to impact the specimen. Note the indicated breaking energy.

10.3.7 Calculate the net breaking energy (see 11.1). If the net breaking energy is greater than 85 % of the pendulum's nominal energy, the wrong pendulum was used. Discard the result. Select and install a pendulum with a greater available energy or add additional weight to the pendulum, determine the windage and friction correction factor, and repeat the test on a new specimen.

10.3.8 If the proper pendulum was used, test the remaining specimens as described in 10.3.1-10.3.6. Results from specimens that do not break should be discarded. A specimen that does not break completely into two or more pieces is not considered to be broken.

10.3.9 After all of the specimens for the sample have been tested, calculate the impact resistance, in joules per metre, for each individual specimen (see 11.2).

10.3.10 Calculate the average impact resistance for the group of specimens (see 11.3). Values obtained from specimens that did not break completely shall not be included in the average.

10.3.11 Calculate the standard deviation for the group of specimens (see 11.4).

## 11. Calculation

11.1 *Net Breaking Energy*—Subtract the windage and friction loss energy from the indicated breaking energy.

11.2 *Impact Resistance*—Divide the net breaking energy by the measured width of each individual specimen.

11.3 Calculate the average impact resistance for a group of specimens by adding the individual impact resistance values for the group and dividing the sum by the total number of specimens in the group.

11.4 Calculate the standard deviation as follows and report it to two significant figures:

$$s = \sqrt{\frac{\sum X^2 - n\bar{X}^2}{n-1}} \quad (3)$$

where:

- $s$  = estimated standard deviation,
- $X$  = value of single observation,
- $n$  = number of observations, and
- $\bar{X}$  = arithmetic mean of the set of observations.

## 12. Report

12.1 Report the following information:

12.1.1 Complete identification of the material tested, including type source, manufacturer's code number, and previous history.

12.1.2 A statement of how the specimens were prepared, the testing conditions used, the number of hours the specimens were conditioned after notching, and for sheet materials, the direction of testing with respect to anisotropy, if any.

12.1.3 The capacity of the pendulum, J.

12.1.4 The span.

12.1.5 The width and depth under the notch of each specimen tested.

12.1.6 The total number of specimens tested per sample of material (that is five, ten, or more).

12.1.7 The average impact resistance,  $\bar{W}$ . Impact resistance is not to be reported for other than complete breaks. Reporting results in  $\text{kJ/m}^2$  is optional (see Appendix X4).

12.1.8 The standard deviation of the values of the impact resistance of the specimens in 10.3.11.

## 13. Precision and Bias

13.1 Table 1 is based on a round robin<sup>6</sup> conducted in 1987 in accordance with Practice E 691, involving five materials tested by nine laboratories. For each material, all samples were prepared at one source, but the individual specimens were notched and conditioned at the laboratories which tested them. Each laboratory tested an average of nine specimens for each material. **Warning**—The explanations of  $r$  and  $R$  (13.2-13.2.3) are intended only to present a meaningful way of considering the approximate precision of this test method. The data presented in Table 1 should not be applied to acceptance or rejection of materials, as these data apply only to the materials tested in the round robin and are unlikely to be rigorously representative of other lots, formulations, conditions, materials, or laboratories. Users of this test method should apply the principles outlined in Practice E 691 to generate data specific to their materials and laboratory, or between specific laboratories. The principles of 13.2-13.2.3 would then be valid for such data.

13.2 *Concepts of  $r$  and  $R$  in Table 1*—If  $S_r$  and  $S_R$  have been calculated from a large enough body of data, and for test results that were averages from testing nine specimens for each test result, then:

13.2.1 *Repeatability*— $r$  is the interval representing the critical difference between two test results for the same material, obtained by the same operator using the same equipment on the

<sup>6</sup> Supporting data is available from ASTM Headquarters. Request Research Report RR-1020-1041 and 1134.

TABLE 1 Precision for Charpy Test

Material	Values in $\text{ft lbf/in. of Width}$					Number of Laboratories
	Average	$S_r^A$	$S_R^B$	$r^C$	$R^D$	
Phenolic Reinforced	0.55	0.029	0.050	0.08	0.14	7
nylon	1.98	0.088	0.143	0.18	0.40	7
Polycarbonate	2.85	0.083	0.422	0.23	1.19	8
Polypropylene	4.08	0.151	0.422	0.42	1.19	9
ABS	10.3	0.115	0.629	0.32	1.78	9

<sup>A</sup> $S_r$  = within-laboratory standard deviation for the indicated material.  $\bar{R}$  is obtained by pooling the within-laboratory standard deviations of the test result from all of the participating laboratories:

$$S_r = \{ (\sum S_r)^2 + (\sum S_r)^2 \dots + (\sum S_r)^2 \} / n^{1/2}$$

<sup>B</sup> $S_R$  = between-laboratories reproducibility expressed as standard deviation:

$$S_R = \{ S_r^2 + S_r^2 \}^{1/2}$$

where  $S_r$  = standard deviation of laboratory means.

<sup>C</sup> $r$  = within-laboratory critical interval between two test results =  $2.8 \times S_r$

<sup>D</sup> $R$  = between-laboratories critical interval between two test results =  $2.8 \times S_R$

same day in the same laboratory. Two tests result shall be judged not equivalent if they differ by more than the  $r$  value for that material.

13.2.2 *Reproducibility*— $R$  is the interval representing the critical difference between two test results for the same material, obtained by different operators using different equipment in different laboratories, not necessarily on the same day. Two test results shall be judged not equivalent if they differ by more than the  $R$  value for that material.

13.2.3 Any judgement in accordance with 13.2.1 or 13.2.2 would have an approximate 95 % (0.95) probability of being correct.

13.3 There are no recognized standards by which to estimate bias of this test method.

14. Keywords:

14.1 Charpy impact; impact resistance; notch sensitivity; notched specimen

ANNEXES

(Mandatory Information)

A1. INSTRUCTIONS FOR THE CONSTRUCTION OF A WINDAGE AND FRICTION CORRECTION CHART

A1.1 The construction and use of the chart herein described is based upon the assumption that the friction and windage losses are proportional to the angle through which these loss torques are applied to the pendulum. Fig. A1.1 shows the assumed energy loss versus the angle of the pendulum position during the pendulum swing. The correction chart to be described is principally the left half of Fig. A1.1. The windage and friction correction charts should be available from commercial testing machine manufacturers. The energy losses designated as A or B are described in 10.3.

A1.2 Start the construction of the correction chart (Fig. A1.2) by laying off to some convenient linear scale on the abscissa of a graph the angle of pendulum position for the portion of the swing beyond the free hanging position. For convenience, place the free hanging reference point on the right end of the abscissa with the angular displacement increasing linearly to the left. The abscissa is referred to as Scale C. Although angular displacement is the quantity to be represented linearly on the abscissa, this displacement is more conveniently expressed in terms of indicated energy read from the machine dial. This yields a nonlinear Scale C with indicated pendulum energy increasing to the right.

A1.3 On the right hand ordinate lay off a linear Scale B starting with zero at the bottom and stopping at the maximum expected pendulum friction and windage value at the top.

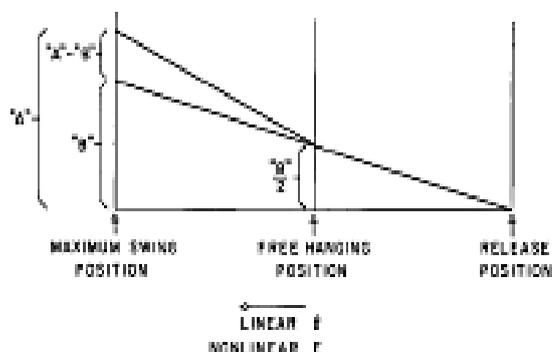


FIG. A1.1 Method of Construction of a Windage and Friction Correction Chart

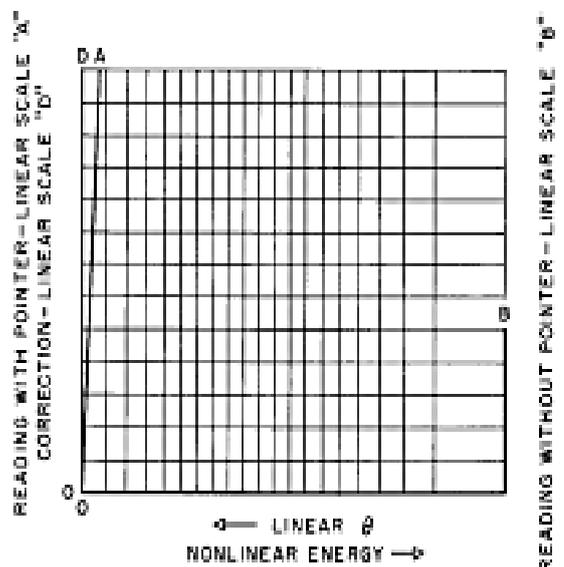


FIG. A1.2 Sample Windage and Friction Correction Chart

A1.4 On the left ordinate construct a linear Scale D ranging from zero at the bottom to 1.2 times the maximum ordinate value appearing on Scale B, but make the scale twice the scale used in the construction of Scale B.

A1.5 Adjoining Scale D draw a curve OA which is the locus of points whose coordinates have equal values of energy correction on Scale D and indicated energy on Scale C. This curve is referred to as Scale A and utilizes the same divisions and numbering system as the adjoining Scale D.

A1.6 Instructions for Using Chart:

A1.6.1 Locate and mark on Scale A the reading A obtained from the free swing of the pendulum with the pointer positioned in the free hanging or maximum indicated energy position on the dial.

A1.6.2 Locate and mark on Scale B the reading B obtained after several free swings with the pointer pushed up close to zero indicated energy position of the dial by the pendulum in accordance with instructions in 10.3.

A1.6.3 Connect the two points thus obtained by a straight line.

A1.6.4 From the indicated impact energy on Scale C project up to the constructed line and across to the left to obtain the correction for windage and friction from Scale D.

A1.6.5 Subtract this correction from the indicated impact reading to obtain the energy delivered to the specimen.

## A2. PROCEDURE FOR THE CALCULATION OF WINDAGE AND FRICTION CORRECTION

A2.1 The procedure for the calculation of the windage and friction correction in this annex is based on the equations developed by derivation in Appendix X3. This procedure is acceptable as a substitute for the graphical procedure described in Annex A1 and is applicable to small electronic calculator and computer analysis.

A2.2 Calculate  $L$ , the distance from the axis of support to the center of percussion as indicated in 6.3. It is assumed here that the center of percussion is approximately the same as the center of strike.

A2.3 Measure the maximum height,  $h_{M}$ , of the center of percussion (center of strike) of the pendulum at the start of the test as indicated in X2.16.

A2.4 Measure and record the energy correction,  $E_A$ , for windage of the pendulum plus friction in the dial, as determined with the first swing of the pendulum with no specimen in the testing device. This correction must be read on the energy scale,  $E_{M}$ , appropriate for the pendulum used.

A2.5 Without resetting the position of the indicator obtained in A2.4, measure the energy correction,  $E_B$ , for pendulum windage after two additional releases of the pendulum with no specimen in the testing device.

A2.6 Calculate  $\beta_{max}$  as follows:

$$\beta_{max} = \cos^{-1} (1 - [(h_M/L)(1 - E_A/E_M)]) \quad (A2.1)$$

where:

$E_A$  = energy correction for windage of pendulum plus friction in dial, J [ft·lbf],

$E_M$  = full-scale reading for pendulum used, J [ft·lbf],  
 $L$  = distance from fulcrum to center of strike of pendulum, m [ft],  
 $h_M$  = maximum height of center of strike of pendulum at start of test, m [ft], and  
 $\beta_{max}$  = maximum angle pendulum will travel with one swing of the pendulum.

A2.7 Measure specimen breaking energy,  $E_B$ , J [ft·lbf].

A2.8 Calculate  $\beta$  for specimen measurement  $E_B$  as:

$$\beta = \cos^{-1} (1 - [(h_M/L)(1 - E_B/E_M)]) \quad (A2.2)$$

where:

$\beta$  = angle pendulum travels for a given specimen, and  
 $E_B$  = dial reading breaking energy for a specimen, J [ft·lbf].

A2.9 Calculate total correction energy,  $E_{TC}$ , as:

$$E_{TC} = (E_A - (E_B/2)(\beta/\beta_{max})) + (E_B/2) \quad (A2.3)$$

where:

$E_{TC}$  = total correction energy for the breaking energy,  $E_B$ , of a specimen, J [ft·lbf], and  
 $E_B$  = energy correction for windage of the pendulum, J [ft·lbf].

A2.10 Calculate the impact resistance using the following formula:

$$I_s = (E_s - E_{TC})/l \quad (A2.4)$$

where:

$I_s$  = impact resistance of specimen, J/m [ft·lbf/in.] of width, and  
 $l$  = width of specimen or width of notch, m [in.]

## APPENDICES

(Nonmandatory Information)

### XI. PROCEDURE FOR THE INSPECTION AND VERIFICATION OF NOTCH

XI.1 The purpose of this procedure is to describe the microscopic method to be used for determining the radius and angle of the notch. These measurements could also be made using a comparator if available.

Note XI.1—The notch shall have a radius of  $0.25 \pm 0.05$  mm [0.010  $\pm$  0.002 in.] and an angle of  $45 \pm 1^\circ$ .

XI.2 *Apparatus:*

XI.2.1 *Optical Device*, with minimum magnification of 60 $\times$ , Filar glass scale and camera attachment.

XI.2.2 *Transparent Template*, that will be developed in this procedure.

XI.2.3 *Ruler*.

XI.2.4 *Compass*.

XI.2.5 *Plastic Drafting Set Squares (Triangles), 45-45-90°.*

XI.3 A transparent template must be developed for each magnification and for each microscope used. It is preferable that each laboratory standardize on one microscope and one magnification. It is not necessary for each laboratory to use the same magnification because each microscope and camera combination have somewhat different blowup ratios.

XI.3.1 Set the magnification of the optical device at a suitable magnification with a minimum magnification of 60×.

XI.3.2 Place the Filar glass slide on the microscope platform. Focus the microscope so the most distinct of the Filar scale is visible.

XI.3.3 Take a photograph of the Filar scale (see Fig. XI.1).

XI.3.4 Create a template similar to that shown in Fig. XI.2.

XI.3.4.1 Find the approximate center of the piece of paper.

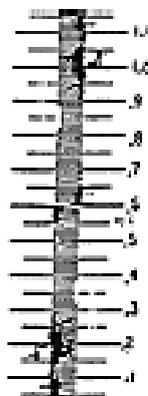
XI.3.4.2 Draw a set of perpendicular coordinates through the center point.

XI.3.4.3 Draw a family of concentric circles that are spaced in accordance with the dimensions of the Filar scale. This task is accomplished by first setting a mechanical compass at a distance of 0.1 mm [0.004 in.] as referenced by the magnified photograph of the Filar eyepiece. Subsequent circles shall be spaced 0.02 mm apart [0.001 in.], as rings, with the outer ring being 0.4 mm [0.016 in.] from the center.

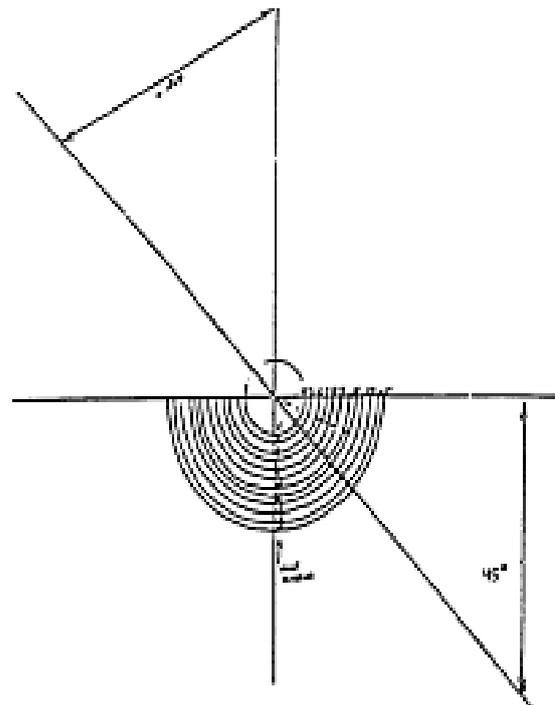
XI.3.5 Photocopy the paper with the concentric circles to make a transparent template of the concentric circles.

XI.3.6 Construct Fig. XI.3 by taking a second piece of paper, finding its approximate center, and marking this point. Draw one line through this center point. Label this line zero degree (0°). Draw a second line perpendicular to the first line through this center point. Label this line 90°. From the center draw a line that is 44° relative to the 0°. Label the line 44°. Draw another line at 45°. Label the line 45°.

XI.4 Place a microscope glass slide on the microscope platform. Place the notched specimen on top of the slide. Focus



NOTE 1—100× reference.  
NOTE 2—0.1 mm major scale, 0.01 mm minor scale.  
FIG. XI.1 Filar Scale



NOTE 1—Magnification = 100×.  
FIG. XI.2 Example of Transparent Template for Determining Radius of Notch

the microscope. Move the specimen around using the platform adjusting knobs until the specimen's notch is centered and near the bottom of the viewing area. Take a picture of the notch.

XI.4.1 *Determination of Notching Radius (Fig. XI.4):*

XI.4.1.1 Place the picture on a sheet of paper. Position the picture so that bottom of the notch in the picture faces downwards and is about 64 mm [2.5 in.] from the bottom of the paper. Tape the picture down to the paper.

XI.4.1.2 Draw two lines along the sides of the notch projecting down to a point where they intersect below the notch Point I (see Fig. XI.4B).

XI.4.1.3 Open the compass to about 51 mm [2 in.]. Using Point I as a reference, draw two arcs intersecting both sides of the notch (see Fig. XI.4C). These intersections are called 1a and 1b.

XI.4.1.4 Close the compass to about 38 mm [1.5 in.]. Using Point 1a as the reference point, draw an arc (2a) above the notch, draw a second arc (2b) that intersects with arc 2a at Point J. Draw a line between I and J. This establishes the centerline of the notch (see Fig. XI.4D).

XI.4.1.5 Place the transparent template on top of the picture and align the center of the concentric circles with the drawn centerline of the notch (see Fig. XI.4E).

XI.4.1.6 Slide the template down the centerline of the notch until one concentric circle touches both sides of the notch. Record the radius of the notch and compare it against the limits of 0.2 to 0.3 mm [0.008 to 0.012 in.].

XI.4.1.7 Examine the notch to ensure that there are no flat spots along the measured radius.

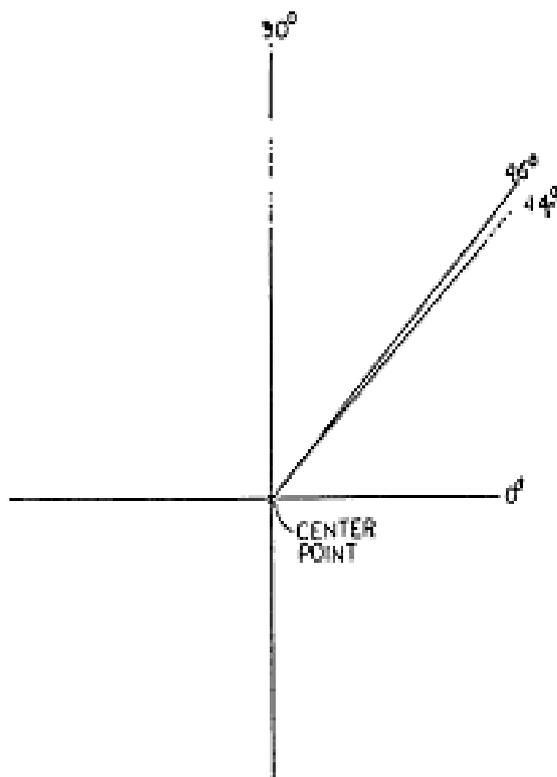


FIG. X1.3 Example of Transparent Template for Determining Angle of Notch

X1.4.2 *Determination of Notch Angle*—Place transparent template for determining notch angle (Fig. X1.3) on top of the photograph attached to the sheet of paper. Rotate the picture so that the notch tip is pointed towards you. Position the center point of the template on top of the Point I established in 0° axis of the template with the right side straight portion of the notch. Check the left side straight portion of the notch to ensure that this portion falls between the 44° and 46° lines. If not, replace the blade.

X1.5 A picture of a notch shall be taken at least every 500 notches or if a control sample gives a value outside its 3-sigma limits for that test.

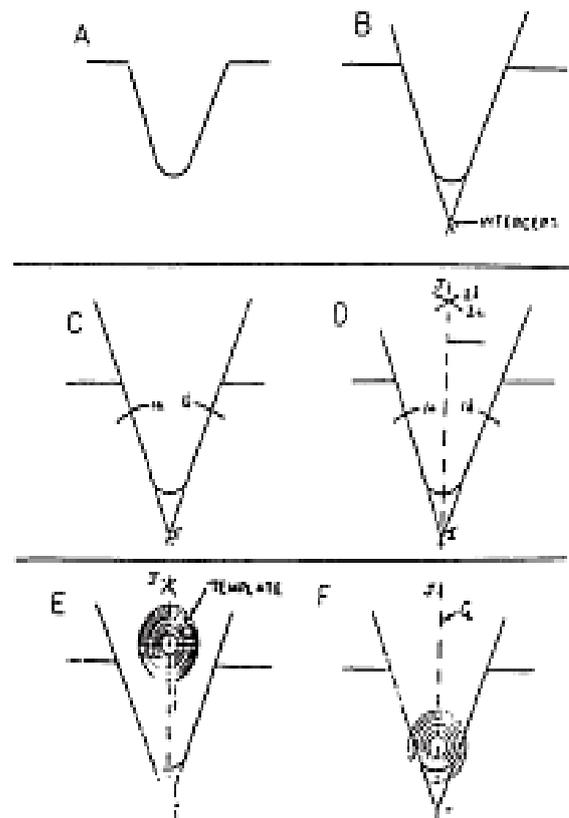


FIG. X1.4 Determining Radius

X1.6 If the notch in the control specimen is not within the requirements, a picture of the notching blade should be taken and analyzed by the same procedure used for the specimen notch. If the notching blade does not meet ASTM requirements or shows damage, it should be replaced with a new blade which has been checked for proper dimensions.

X1.7 If a cutter has the correct dimensions, but does not cut the correct notch in the specimen, it will be necessary to evaluate other conditions (cutter and feed speeds) to obtain the correct notch dimension for that material.

## X2. CALIBRATION OF PENDULUM-TYPE HAMMER IMPACT MACHINES FOR USE WITH PLASTIC SPECIMENS

X2.1 This calibration procedure applies specifically to the Charpy impact machine.

X2.2 Locate the impact machine on a sturdy base. It shall not walk on the base and the base shall not vibrate appreciably. Loss of energy from vibrations will give high readings. It is recommended that the impact tester be bolted to a base having a mass of at least 23 kg if it is used at capacities higher than 2.7 J [2 ft-lbf].

X2.3 Check the level of the machine in both directions on the plane of the base with spirit levels mounted in the base, by a machinist's level if a satisfactory reference surface is available, or with a plumb bob. The machine should be made

level to within  $\tan^{-1} 0.001$  in the plane of swing and to within  $\tan^{-1} 0.002$  in the plane perpendicular to the swing.

X2.4 Contact the machine manufacturer for a procedure to ensure the striker radius is in tolerance ( $3.17 \pm 0.12$  mm) (see 6.3).

X2.5 Check the transverse location of the center of the pendulum striking edge that shall be within 0.40 mm [0.016 in.] of the center of the anvil. Readjust the shaft bearings or relocate the anvil or straighten the pendulum shaft as necessary to attain the proper relationship between the two centers.

X2.6 Check the pendulum arm for straightness within 1.2

mm [0.05 in.] with a straightedge or by sighting down the shaft. This arm is sometimes bent by allowing the pendulum to slam against the catch when high-capacity weights are on the pendulum.

X2.7 Center a notched 12.7-mm square metal bar having opposite sides parallel within 0.025 mm and 125 mm long on the Charpy anvils. Place a thin oil film on the striking edge of the pendulum with an oiled cloth and let the striking edge rest gently against the bar. A thin line of oil should be transferred across the entire width of the bar, thereby verifying that the striking edge is in contact across the entire specimen width.

X2.8 When the pendulum is hanging free in its lowest position, the energy reading must be within 0.2 % of full scale.

X2.9 Swing the pendulum to a horizontal position, and support it by the striking edge in this position with a vertical bar. Allow the other end of this bar to rest at the center of a lead pan on a balanced scale. Subtract the weight of the bar from the total weight to find the effective weight of the pendulum. The effective pendulum weight should be within 0.4 % of the required weight for that pendulum capacity. If weight must be added or removed, take care to balance the added or removed weight without affecting the center of percussion relative to the striking edge. It is not advisable to add weight to the opposite side of the bearing axis from the striking edge to decrease the effective weight of the pendulum since the distributed mass has the potential to result in large energy losses from vibration of the pendulum.

X2.10 Calculate the effective length of the pendulum arm or the distance to the center of percussion from the axis of rotation by the procedure in Note 5. The effective length must be within the tolerance stated in 6.3.

X2.11 Determine the vertical distance of fall of the pendulum striking edge from its latched height to its lowest point. This distance should be  $610 \pm 2$  mm. This measurement is made with a half-width specimen positioned on the anvils. Place a thin oil film on the specimen and bring the striking edge against it. The upper end of the oil line on the striking edge is the center of strike. Measure the change in vertical height of the center of strike from the latched to the free hang position (the lowest point). This vertical fall distance is adjusted by varying the position of the pendulum latch.

X2.12 If a pointer and dial mechanism is used to indicate the energy, the pointer friction should be adjusted so that the pointer will just maintain its position anywhere on the scale. The striking pin of the pointer should be securely fastened to the pointer. Friction washers with glazed surfaces should be replaced with new washers. Friction washers should be on either side of the pointer collar. The last friction washer installed should be backed by a heavy metal washer. Pressure on this metal washer is produced by a thin bent spring washer and locknuts. If the spring washer is placed next to the fiber friction washer, the pointer will tend to vibrate during impact.

X2.13 The free-swing reading of the pendulum (without specimen) from the latched height should be less than 2.5 % of pendulum capacity on the first swing. If the reading is higher than this, the friction in the indicating mechanism is excessive or the bearings are dirty. To clean the bearings, dip them in grease solvent and spin dry in an air jet. Clean the bearings until they spin freely or replace them. Oil very lightly with instrument oil before replacing. A reproducible method of starting the pendulum from the proper height must be devised.

X2.14 The shaft about which the pendulum rotates shall have no detectable radial play; less than 0.05 mm [0.002 in.]. An end play of 0.25 mm [0.010 in.] is permissible when a 9.8-N [2.2-lbf] axial force is applied in alternate directions.

X2.15 The machine should not be used to indicate more than 85 % of the energy capacity of the pendulum. Extra weight added to the pendulum will increase available energy of the machine. This weight must be added so as to maintain the center of percussion within the tolerance stated in 6.3. Correct effective weight for any range is calculated as follows:

$$W = E_p / h \quad (\text{X2.1})$$

where:

$W$  = the effective pendulum weight, N [lbf] (see X2.13),

$E_p$  = potential or available energy of the machine, J [ft × lbf], and

$h$  = the vertical distance of fall of the pendulum striking edge, m [ft] (see X2.11).

Each 4.5 N [1 lbf] of added effective weight increases the capacity of the machine by 2.7 J [2 ft × lbf].

NOTE X2.1—If the pendulum is designed for use with add-on weight, it is recommended that they be obtained through the equipment manufacturer.

### X3. DERIVATION OF PENDULUM IMPACT CORRECTION EQUATIONS

X3.1 From right triangle distances in Fig. X3.1:

$$L - h = L \cos \beta \quad (\text{X3.1})$$

X3.2 The potential energy gain of pendulum,  $E_p$ , is:

$$E_p = hWg \quad (\text{X3.2})$$

X3.3 Combining Eq X3.1 and Eq X3.2 gives the following:

$$L - E_p/Wg = L \cos \beta \quad (\text{X3.3})$$

X3.4 The maximum energy of the pendulum is the potential

energy at the start of the test,  $E_M$ , or

$$E_M = h_M W_M g \quad (\text{X3.4})$$

X3.5 The potential energy gained by the pendulum,  $E_p$ , is related to the absorption of energy of a specimen,  $E_a$ , by the following equation:

$$E_M - E_a = E_p \quad (\text{X3.5})$$

X3.6 Combining Eq X3.3-X3.5 gives the following:

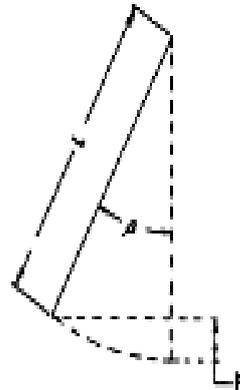


FIG. X3.1 Swing of Pendulum from Its Rest Position

$$(E_A - E_B)E_M = I(h_M/l)(1 - \cos \beta) \quad (X3.6)$$

X3.7 Solving Eq X3.6 for  $\beta$  gives the following:

$$\beta = \cos^{-1} [1 - (h_M/l)(1 - E_B/E_M)] \quad (X3.7)$$

X3.8 From Fig. X3.2, the total energy correction,  $E_{TC}$ , is given as:

$$E_{TC} = m\beta + b \quad (X3.8)$$

X3.9 At the zero point of the pendulum the potential energy is:

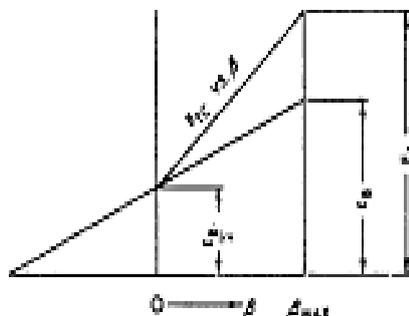


FIG. X3.2 Total Energy Correction for Pendulum Windage and Dial Friction as a Function of Pendulum Position

$$E_p/2 = m(0) + b \quad (X3.9)$$

$$b = E_p/2 \quad (X3.9)$$

X3.10 The energy correction,  $E_A$ , on the first swing of the pendulum occurs at the maximum pendulum angle,  $\beta_{max}$ . Substituting in Eq X3.8 gives the following:

$$E_A = m\beta_{max} + (E_p/2) \quad (X3.10)$$

X3.11 Combining Eq X3.8 and Eq X3.11 gives the following:

$$E_{TC} = (E_A - (E_p/2))(\beta/\beta_{max}) + (E_p/2) \quad (X3.11)$$

X3.12 Nomenclature:

- $b$  = intercept of total correction energy straight line,
- $E_A$  = energy correction, including both pendulum windage plus dial friction, J,
- $E_B$  = energy correction for pendulum windage only, J,
- $E_M$  = maximum energy of the pendulum (at the start of test), J,
- $E_p$  = potential energy gain of pendulum from the pendulum rest position, J,
- $E_U$  = uncorrected breaking energy of specimen, J,
- $E_{TC}$  = total energy correction for a given breaking energy,  $E_U$ , J,
- $g$  = acceleration of gravity,  $m/s^2$ ,
- $h$  = distance center of gravity of pendulum rises vertically from the rest position of the pendulum, m,
- $h_m$  = maximum height of the center of gravity of the pendulum, m,
- $m$  = slope of total correction energy straight line,
- $l$  = distance from fulcrum to center of gravity of pendulum, m,
- $W_p$  = weight of pendulum, as determined in X2.13, kg, and
- $\beta$  = angle of pendulum position from the pendulum rest position.

X4. UNIT CONVERSIONS

X4.1 Joules per metre cannot be converted directly into kilojoules per square metre.

Note X4.1—The optional units of  $kJ/m^2$  ( $ft\cdot lb/in.^2$ ) also may be required, therefore, the cross-sectional area under the notch must be reported.

X4.2 The following examples are approximations:

$$10 \text{ ft}\cdot\text{lb}/37 \text{ in.} = 1.358 \text{ J/m}$$

$$10 \text{ ft}\cdot\text{lb/in.} = (30.37)(1.356) \text{ J/m}$$

$$10 \text{ ft}\cdot\text{lb/in.} = 41.4 \text{ J/m}$$

$$10 \text{ ft}\cdot\text{lb/in.} = 0.0234 \text{ kJ/m}$$

$$10 \text{ ft}\cdot\text{lb}/150 \text{ in.}^2 = 1.358 \text{ J/m}^2$$

$$10 \text{ ft}\cdot\text{lb/in.}^2 = (1590)(1.356) \text{ J/m}^2$$

$$10 \text{ ft}\cdot\text{lb/in.}^2 = 2101 \text{ J/m}^2$$

$$10 \text{ ft}\cdot\text{lb/in.}^2 = 2.1 \text{ kJ/m}^2$$

## SUMMARY OF CHANGES

This section identifies the location of selected changes to this test method. For the convenience of the user, Committee D20 has highlighted those changes that impact the use of this test method. This section also includes descriptions of the changes or reasons for the changes, or both.

*D6110-04:*

- |   |   |
|---|---|
| (1) Add reference to D5947 in paragraph 2.1.  | measure notch depth in paragraph 8.2.   |
| (2) Changed requirements for micrometer in paragraph 6.3.   | (3) Added paragraphs 10.3.2 and 10.3.3 on clarifying notch depth measuring technique. Renumbered subsequent sections. |
| (3) Removed requirement to mill draft angle from specimens.   | (6) Added Figure 6.   |
| (4) Changed notch depth dimensions to $10.16 \pm 0.05$ mm in order to agree with Figure 4; and clarified procedure to | (7) Permissive language removed.  |
|   | (8) Imperial units added for reference.   |

*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.*

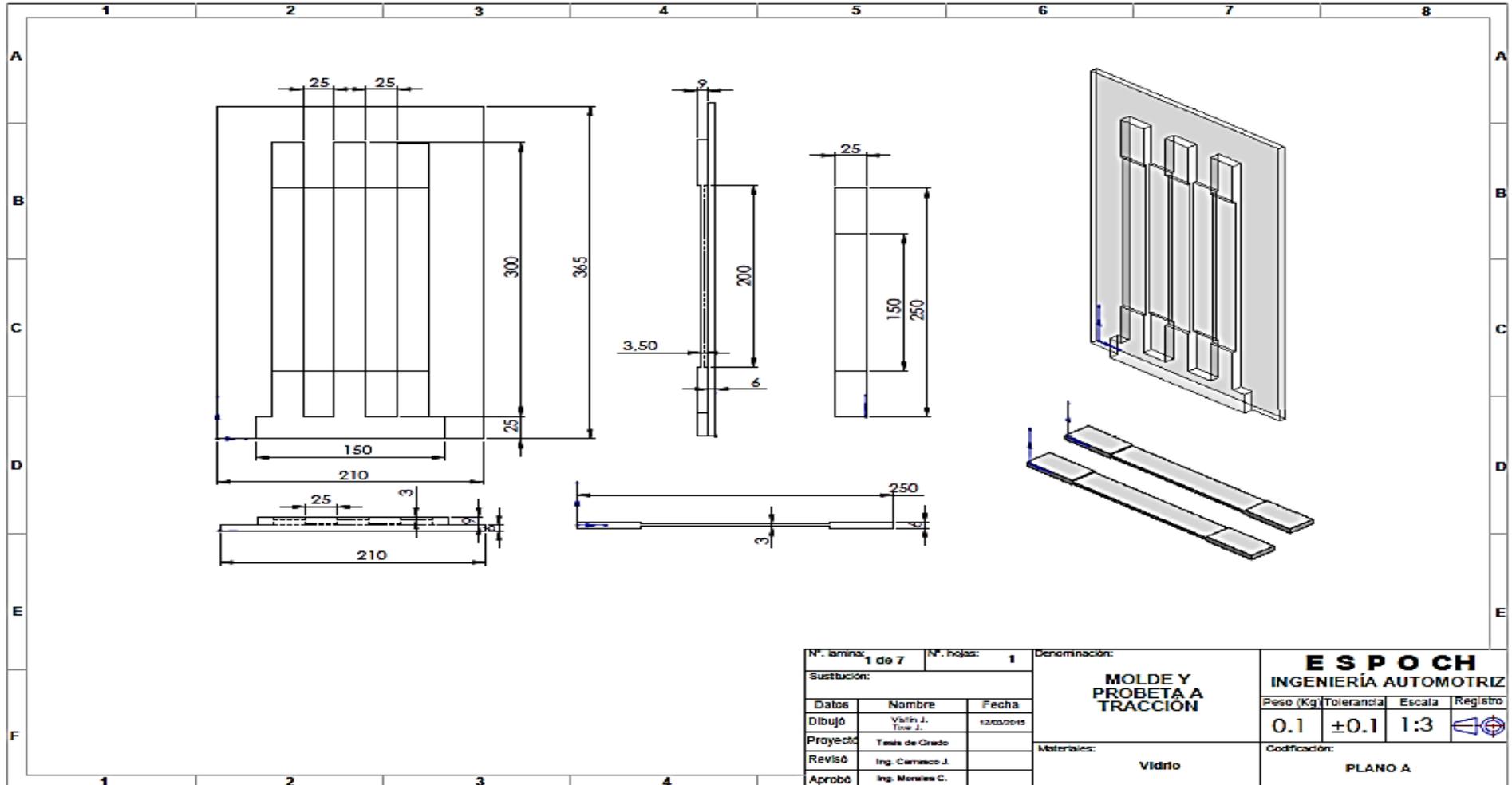
*This standard is subject to revision at any time by the responsible technical committee and must be reviewed every five years and if not revised, either reapproved or withdrawn. Your comments are invited either for revision of this standard or for additional standards and should be addressed to ASTM 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 Bar 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 610-832-3555 (phone), 610-832-3555 (fax), or [service@astm.org](mailto:service@astm.org) (e-mail), or through the ASTM website ([www.astm.org](http://www.astm.org)).*

# PLANOS

# PLANO A

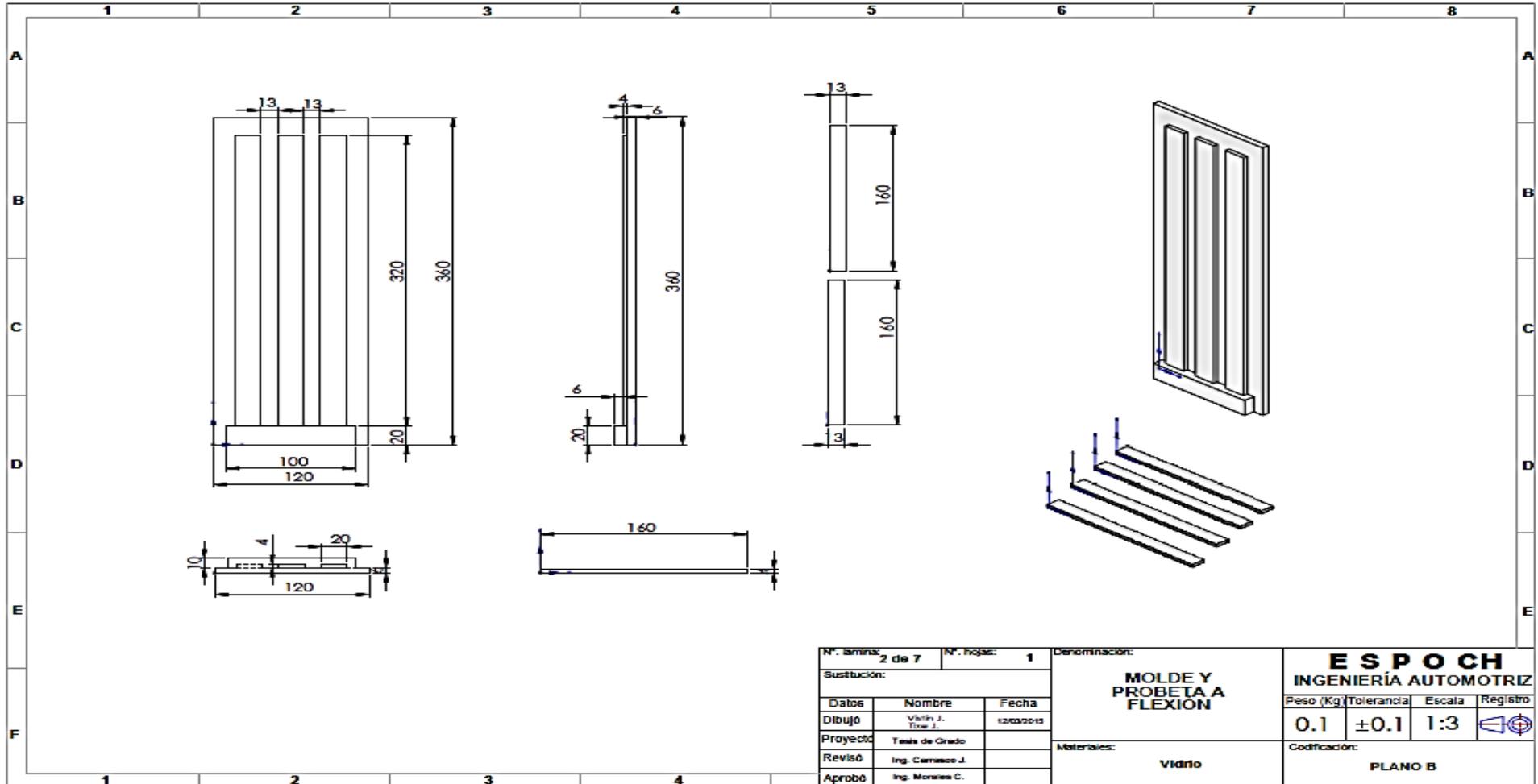
## Molde y probeta a tracción



Nº. lámina:	1 de 7	Nº. hojas:	1	Denominación:		<b>ESPOCH</b>		
Sustitución:				<b>MOLDE Y PROBETA A TRACCIÓN</b>		INGENIERÍA AUTOMOTRIZ		
Datos	Nombre	Fecha	Peso (Kg)			Tolerancia	Escala	Registro
Dibujo	Vialín J. Troy J.	12/04/2015	Materiales:		0.1	±0.1	1:3	
Proyectó	Testa de Grado		Vidrio		Codificación:			
Revisó	Ing. Carrasco J.				PLANO A			
Aprobó	Ing. Morales C.							

## PLANO B

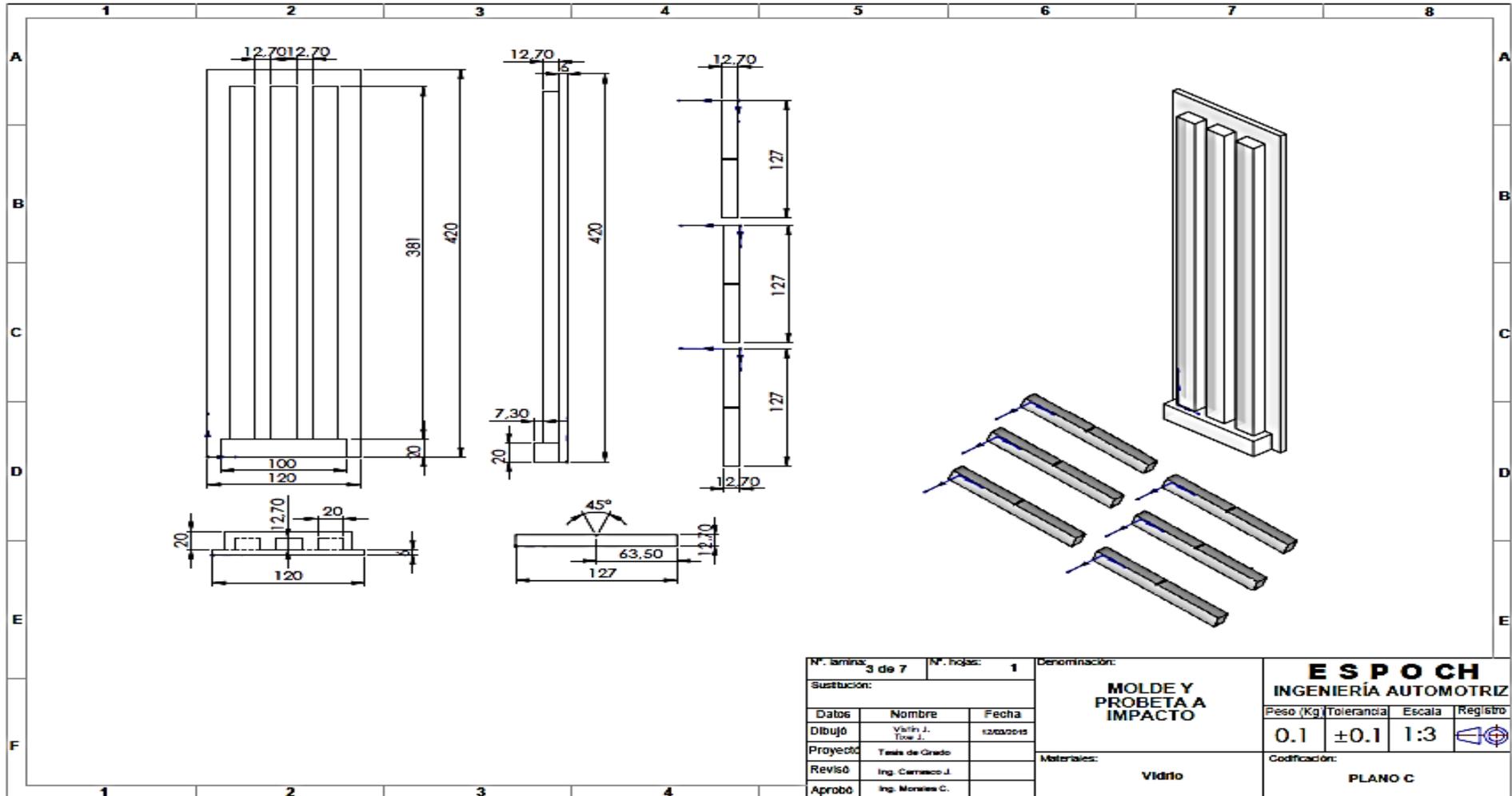
Molde y probeta a flexión



N°. laminas: 2 de 7		N°. hojas: 1		Denominación:		<b>ESPOCH</b> INGENIERÍA AUTOMOTRIZ		
Sustitución:				<b>MOLDE Y PROBETA A FLEXION</b>				
Datos	Nombre	Fecha	Materiales:  <b>Vidrio</b>			Peso (Kg)	Tolerancia	Escala
Dibujo	Vidalin J. Tos J.	12/02/2015			0.1	±0.1	1:3	
Proyecto	Tesis de Grado				Codificación:  <b>PLANO B</b>			
Revisó	Ing. Camacho J.							
Aprobó	Ing. Morales C.							

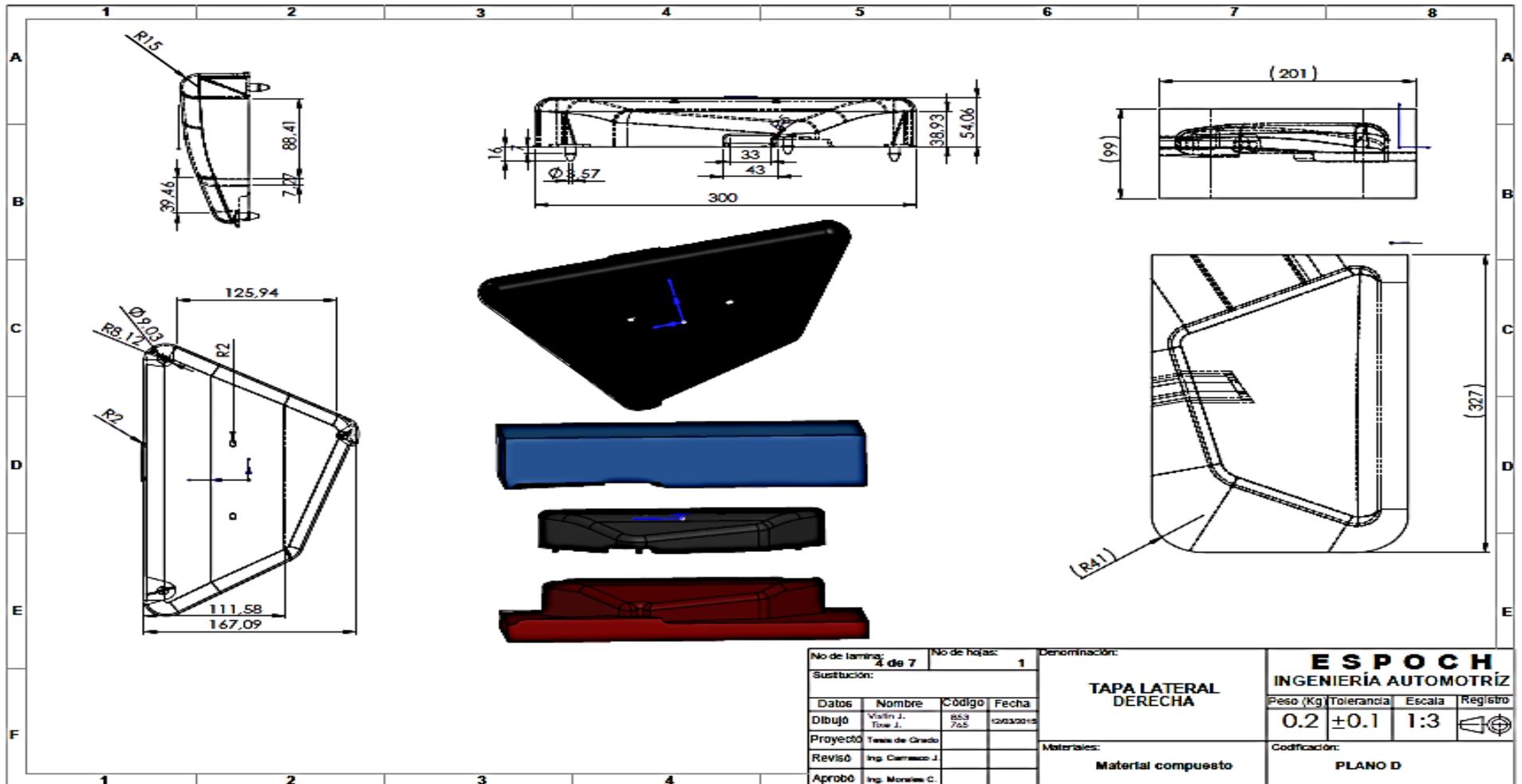
# PLANO C

Molde y probeta a impacto



## PLANO D

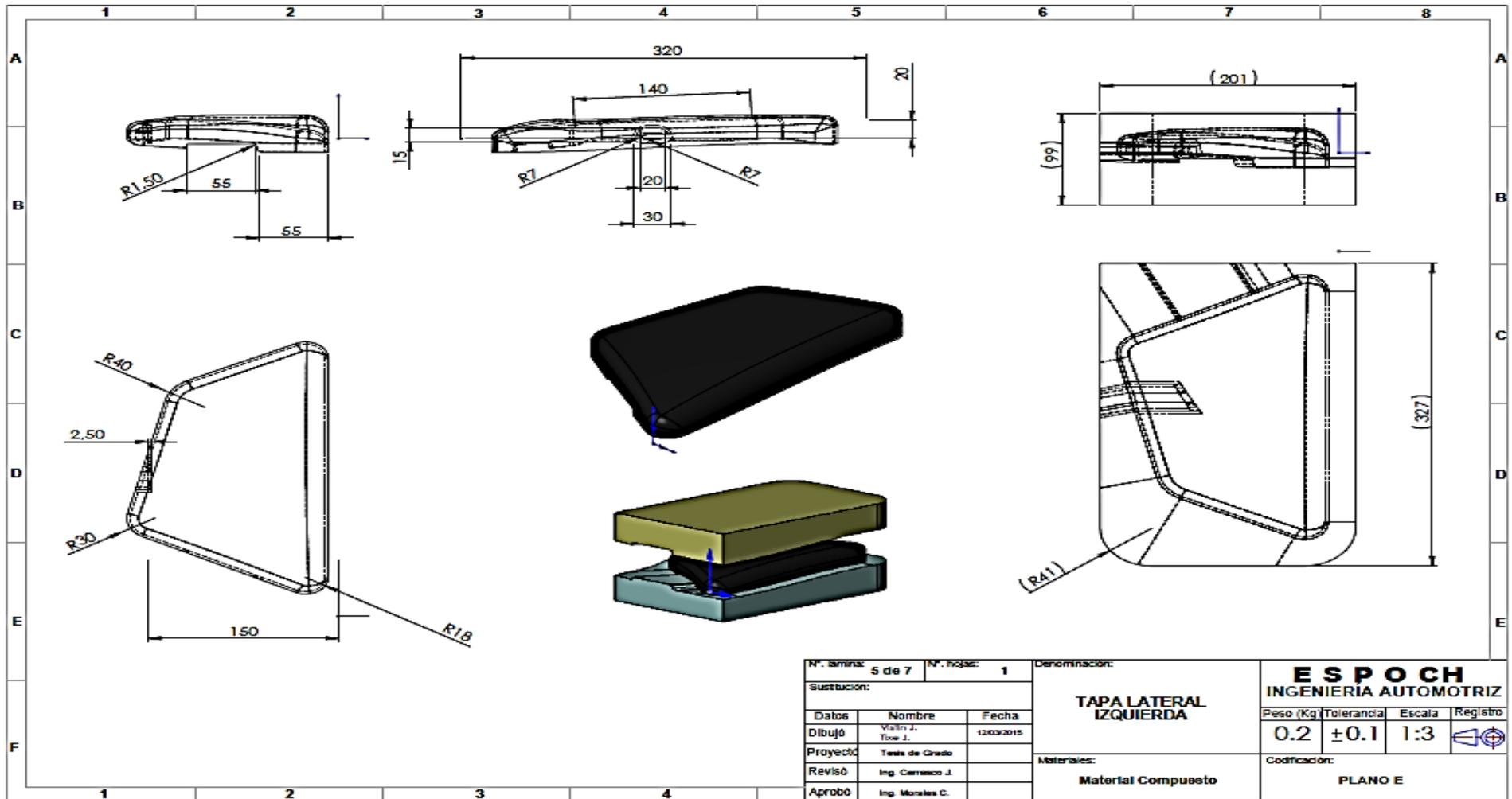
### Tapa lateral derecha



No de laminas: <b>4 de 7</b>		No de hojas: <b>1</b>		Denominación:					
Sustitución:				<b>TAPA LATERAL DERECHA</b>		<b>ESPOCH</b> INGENIERÍA AUTOMOTRIZ			
Datos	Nombre	Código	Fecha	Materiales: <b>Material compuesto</b>		Peso (Kg)	Tolerancia	Escala	Registro
Dibujó	Vilán J. Trox J.	853 765	10/03/2015			0.2	±0.1	1:3	
Proyectó	Texas de Grado					Codificación:			
Revisó	Ing. Carrasco J.					<b>PLANO D</b>			
Aprobó	Ing. Morales C.								

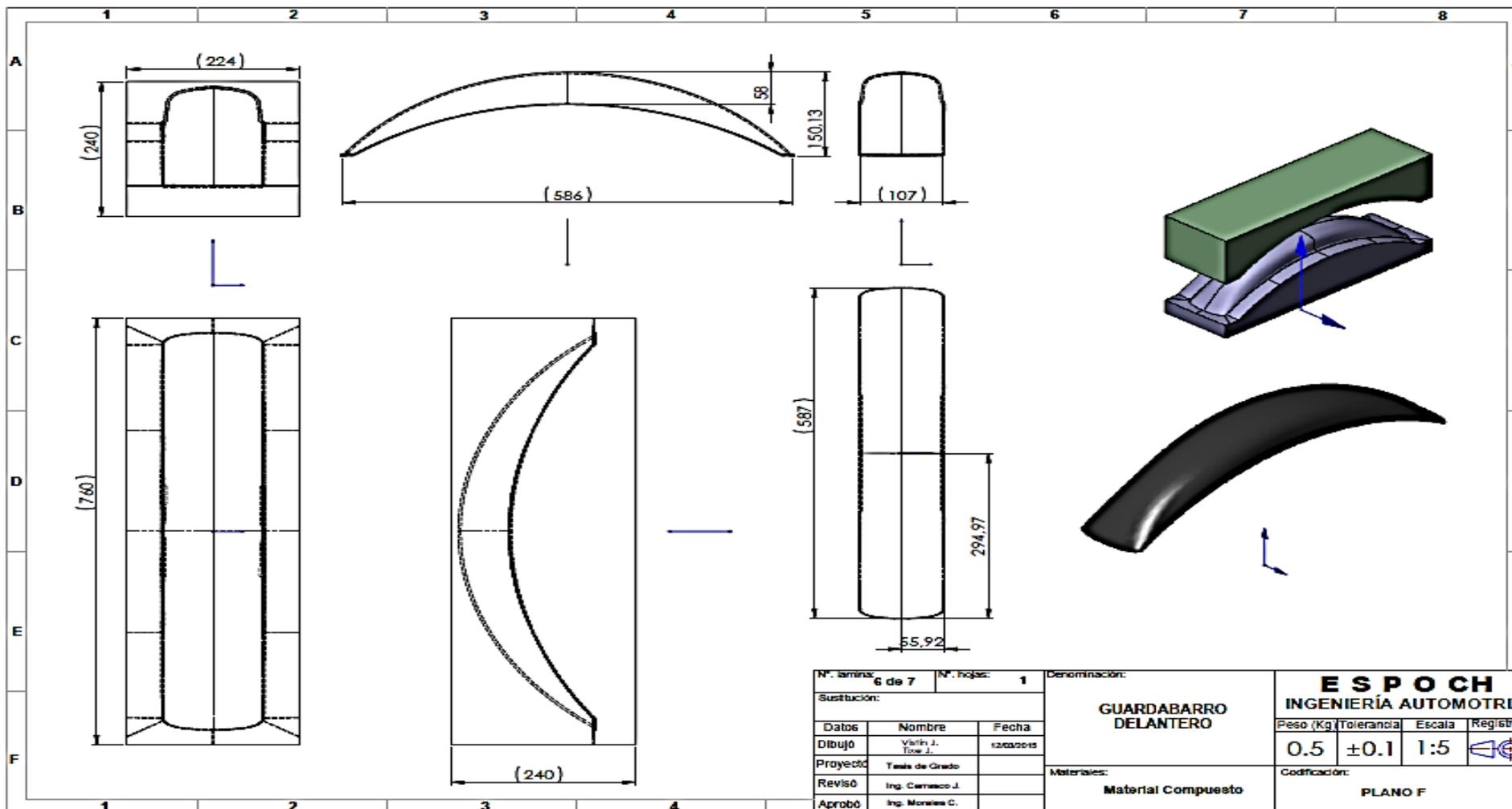
# PLANO E

## Tapa lateral izquierda



Nº. lamina: 5 de 7		Nº. hojas: 1		Denominación:	
Sustitución:				<b>TAPA LATERAL IZQUIERDA</b>	
Datos		Nombre			
Dibujó		Valm J. Tos J.		12/03/15	
Proyectó		Tosca de Grado			
Revisó		Ing. Carrasco J.			
Aprobó		Ing. Morales C.			
Materiales:				<b>Material Compuesto</b>	
Codificación:					
				<b>ESPOCH</b>	
				INGENIERIA AUTOMOTRIZ	
Peso (Kg)		Tolerancia		Escala	
0.2		±0.1		1:3	
				Codificación:	
				PLANO E	

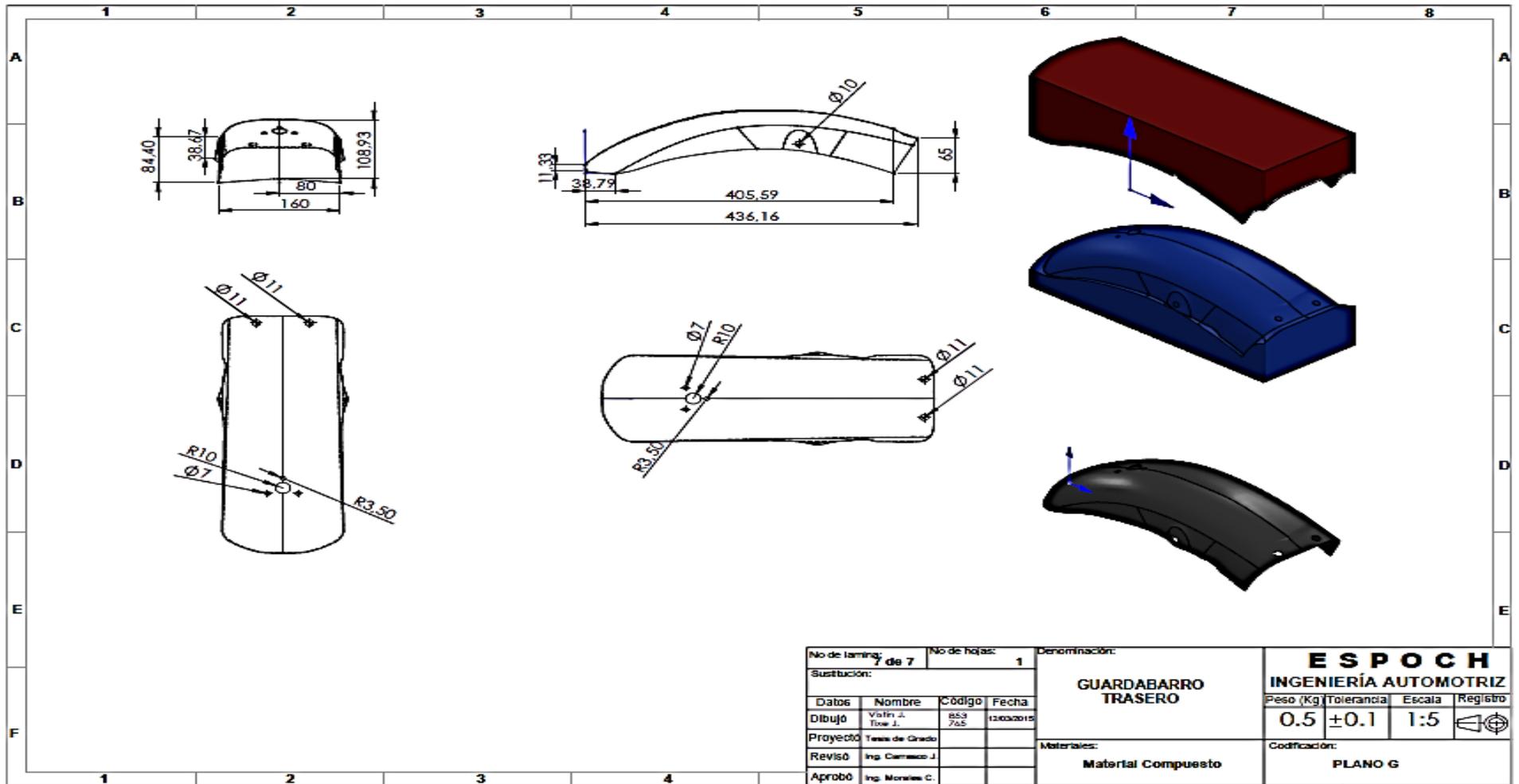
**PLANO F**  
Guardabarro delantero



Nº. lamina:	6 de 7	Nº. hojas:	1	Denominación:	<b>ESPOCH</b>		
Sustitución:				<b>GUARDABARRO DELANTERO</b>	<b>INGENIERÍA AUTOMOTRIZ</b>		
Datos	Nombre	Fecha	Peso (Kg)		Tolerancia	Escala	Registro
Dibujó	Vicini J. Tosca J.	12/20/2015		0.5	±0.1	1:5	
Proyectó	Tosca de Grado			Codificación:			
Revisó	Ing. Carrasco J.			<b>PLANO F</b>			
Aprobó	Ing. Morales C.			Material Compuesto			

## PLANO G

### Guardabarro trasero



No de laminas: <b>7 de 7</b>		No de hojas: <b>1</b>		Denominación:								
Sustitución:				<b>GUARDABARRO TRASERO</b>		<b>ESPOCH</b>						
						INGENIERÍA AUTOMOTRIZ						
Datos	Nombre	Código	Fecha	Materiales:		Peso (Kg)	Tolerancia	Escala	Registro			
Dibujó	Vialin J. Iñon J.	853 765	12/03/2015			<b>Material Compuesto</b>		0.5	±0.1	1:5		
Proyectó	Tomas de Grado							Codificación:		<b>PLANO G</b>		
Revisó	Ing. Carrasco J.											
Aprobó	Ing. Morales C.											