



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO

FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA

INGENIERÍA MECÁNICA

TRABAJO ESTRUCTURADO DE MANERA INDEPENDIENTE,

MODALIDAD DE TESIS, PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE

INGENIERO MECÁNICO

TEMA:

“Estudio de la Configuración Estructural de los Materiales Compuestos Sintéticos Estratificados de Matriz Epoxi y su Influencia en las Propiedades Mecánicas del Fuselaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE).”

AUTOR: Andrés Orlando Jácome Aguiño

TUTOR: Ing. Mg. Juan Paredes Salinas

AMBATO – ECUADOR

2015

APROBACIÓN DEL TUTOR

En mi calidad de Tutor del trabajo de Investigación sobre el tema:

“ESTUDIO DE LA CONFIGURACIÓN ESTRUCTURAL DE LOS MATERIALES COMPUESTOS SINTÉTICOS ESTRATIFICADOS DE MATRIZ EPOXI Y SU INFLUENCIA EN LAS PROPIEDADES MECÁNICAS DEL FUSELAJE DE LOS VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS (UAV) DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA (CIDFAE).” Desarrollado por el señor Andrés Orlando Jácome Aguiño egresado de la carrera de Ingeniería Mecánica, considero que dicho informe investigativo reúne los requisitos tanto técnicos como científicos y está acorde a lo establecido en el Reglamento de Graduación de Pregrado, modalidad Trabajo Estructurado de manera Independiente de la Universidad Técnica de Ambato y en el normativo para la presentación de proyectos de investigación de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica.

Por lo tanto, autorizo la presentación del mismo para ser sometidos a evaluación del Jurado Examinador designado por el H. Consejo Directivo

Ambato, Abril de 2015

Ing. Mg. Juan Paredes
Tutor del Proyecto

AUTORIA

Yo, Andrés Orlando Jácome Aguiño, portador de la C.I. 180423498-5 tengo a bien indicar que las ideas expuestas en el presente trabajo de investigación: “ESTUDIO DE LA CONFIGURACIÓN ESTRUCTURAL DE LOS MATERIALES COMPUESTOS SINTÉTICOS ESTRATIFICADOS DE MATRIZ EPOXI Y SU INFLUENCIA EN LAS PROPIEDADES MECÁNICAS DEL FUSELAJE DE LOS VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS (UAV) DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA (CIDFAE).”, así como también los contenidos, ideas, análisis, conclusiones y propuesta son de mi absoluta responsabilidad.

Ambato, Abril de 2015

EL AUTOR

Andrés Orlando Jácome Aguiño

C.I. 180423498-5

Dedicatoria

*Este trabajo está dedicado en memoria de todos mis seres
Queridos que desde el cielo me cuidan y bendicen, con
Su Infinito amor, pero en especial a mi mejor amigo
Nachito Jácome Guau!*

*Queridos Padres y mentores, Orlando y Anita, a Uds.
Mi infinita dedicación...*

Agradecimiento

Al Todo Poderoso y a mi Virgen Dolorosa...!!!

Técnicos, Ingenieros y Oficiales del

CIDFAE

Un sincero agradecimiento a mi compañera de vida,

Que sin su apoyo y energía esto no sería posible,

A mis singulares hermanos Joao, Emilio

Dios le pague...

ÍNDICE GENERAL DE CONTENIDOS

ÍNDICE DE FIGURAS.....	IX
ÍNDICE DE TABLAS	XII
RESUMEN EJECUTIVO.....	XV
CAPÍTULO I.....	1
1.1 TEMA DE INVESTIGACIÓN	1
1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	1
1.2.1 CONTEXTUALIZACIÓN	1
1.2.2 ANÁLISIS CRÍTICO.....	3
1.2.3 PROGNOSIS.....	4
1.2.4 FORMULACIÓN DEL PROBLEMA	4
1.2.5 PREGUNTAS DIRECTRICES	4
1.2.6 DELIMITACIÓN DEL PROBLEMA	5
1.3 JUSTIFICACIÓN.....	5
1.4 OBJETIVOS GENERAL Y ESPECÍFICOS	7
1.4.1 OBJETIVO GENERAL.....	7
1.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	7
CAPÍTULO II	8
2.1 ANTECEDENTES INVESTIGATIVOS.....	8
2.1.1 ANTECEDENTES.....	8
2.2 FUNDAMENTACIÓN FILOSÓFICA	11
2.3 FUNDAMENTACIÓN LEGAL	11
2.4 CATEGORÍAS FUNDAMENTALES.....	12
2.4.1 INGENIERÍA DE LOS MATERIALES	12
2.4.2 MATERIALES COMPUESTOS	13
2.4.3 CONFIGURACIÓN Y ORIENTACIÓN DE LAS FIBRAS.....	25
2.4.4 RESISTENCIA DE MATERIALES.....	31
2.4.5 CARACTERIZACIÓN MECÁNICA.....	32
2.4.6 PROPIEDADES MECÁNICAS	38
2.5 HIPÓTESIS	41
2.6 SEÑALAMIENTO DE VARIABLES DE LA HIPÓTESIS	41
2.6.1 VARIABLE DEPENDIENTE:.....	41
2.6.2 VARIABLE INDEPENDIENTE:.....	41
2.6.3 TERMINO DE RELACIÓN:.....	41

CAPÍTULO III	42
3.1 ENFOQUE INVESTIGATIVO.....	42
3.2 MODALIDAD BÁSICA DE LA INVESTIGACIÓN	42
3.2.1 BIBLIOGRÁFICA.....	42
3.2.2 EXPERIMENTAL	42
3.2.3 APLICADA.....	43
3.2.4 DE CAMPO	43
3.3 NIVEL O TIPO DE INVESTIGACIÓN.....	43
3.3.1 EXPLORATORIO.....	43
3.3.2 DESCRIPTIVA.....	43
3.3.3 EXPLICATIVO.....	44
3.4 POBLACIÓN Y MUESTRA.....	44
3.4.1 POBLACIÓN.....	44
3.4.2 MUESTRA.....	44
3.5 OPERACIONALIZACIÓN DE VARIABLES.....	46
3.5.1 VARIABLE INDEPENDIENTE:.....	46
3.5.2 VARIABLE DEPENDIENTE:.....	47
3.6 RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN.....	48
CAPÍTULO IV	50
4.1 ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS.....	50
4.1.1 PROCESO PROPUESTO PARA EL ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS.....	50
4.1.2 DETERMINACIÓN DE PROPIEDADES FÍSICAS.....	52
4.1.3 DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES MECÁNICAS	59
4.1.4 CARACTERÍSTICAS DE RESINA EPOXI UTILIZADA.....	74
4.1.5 CARACTERÍSTICAS DE LA FIBRA DE VIDRIO.....	74
4.1.6 CARACTERÍSTICAS DE LA FIBRA DE ARAMIDA (KEVLAR)...	74
4.1.7 CARACTERÍSTICAS DE LA FIBRA DE CARBONO.....	74
4.1.8 CARACTERÍSTICAS DEL HONEYCOMB STRUCTURE.....	75
4.1.9 DETERMINACIÓN DE LA FRACCIÓN VOLUMÉTRICA.....	75
4.1.10 PROPIEDADES, CONFIGURACIÓN Y FRACCIONES VOLUMÉTRICAS DE LOS MATERIALES COMPUESTOS EN ESTUDIO.	79
4.1.11 DETERMINACIÓN DE DENSIDAD DE LA RESINA EPOXI.....	79
4.1.12 DETERMINACIÓN DENSIDAD DE LA FIBRA DE CARBONO..	80
4.1.13 DETERMINACIÓN DENSIDAD DEL KEVLAR.....	80

4.1.14	DETERMINACIÓN DE DENSIDAD DE LA FIBRA DE VIDRIO...	80
4.1.15	DETERMINACIÓN DE DENSIDAD DEL HONEYCOMB STRUCTURE.	81
4.1.16	PROPUESTA DE CONFIGURACIÓN DE LOS MATERIALES COMPUESTOS.	81
4.1.17	PROPUESTA DE LAS FRACCIONES VOLUMÉTRICAS DEL REFUERZO Y MATRIZ.	82
4.1.18	ENSAYO A FLEXIÓN DEL MATERIAL COMPUESTO.	89
4.2	INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS.....	121
4.3	VERIFICACIÓN DE LA HIPÓTESIS	123
4.3.1	PLANTEO DE HIPÓTESIS	123
CAPÍTULO V		132
5.1	CONCLUSIONES.....	132
5.2	RECOMENDACIONES.	133
CAPÍTULO VI.....		135
6.1	DATOS INFORMATIVOS.....	135
6.2	ANTECEDENTES DE LA PROPUESTA.	136
6.3	JUSTIFICACIÓN.....	136
6.4	OBJETIVOS.....	137
6.4.1	OBJETIVO GENERAL.....	137
6.4.2	OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	138
6.5	ANÁLISIS DE FACTIBILIDAD.....	138
6.6	FUNDAMENTACIÓN.	138
6.6.1	ALCANCE DEL MÉTODO DE PRUEBA.....	138
6.6.2	RESUMEN DEL MÉTODO DE PRUEBA.....	139
6.7	METODOLOGÍA. MODELO OPERATIVO.....	140
6.7.1	PROCESO PARA EL MANUAL INSTRUCTIVO DE ENSAYO POR EL MÉTODO CAÍDA DE DARDO.....	143
6.7.2	ANÁLISIS DE COSTOS DE REALIZAR UN ENSAYO POR CAÍDA DE DARDO	159
6.8	ADMINISTRACIÓN	160
6.9	PREVISION DE LA EVALUACIÓN.	160
BIBLIOGRAFÍA.....		161
ANEXOS.....		163

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2. 1 Categorías Fundamentales	12
Figura 2. 2 Compuestos.....	13
Figura 2. 3Clasificación de los Materiales Compuestos	14
Figura 2. 4Tejido de Kevlar	21
Figura 2. 5 Honeycomb.....	22
Figura 2. 6. Honeycomb Structure	23
Figura 2. 7 Honeycomb en fibra de aramida.....	24
Figura 2. 8 Patrón de deformación en una matriz	25
Figura 2. 9 Representaciones esquemáticas de compuestos reforzados con fibras.....	26
Figura 2. 10 Clasificación de los Materiales Compuestos Reforzados con Fibras	27
Figura 2. 11 Clasificación.	34
Figura 2. 12 .Ensayo de Flexión.....	35
Figura 2. 13 .Maquina de Impacto por caída de dardo.....	37
Figura 2. 14 Esfuerzo sometido a tensión	38
Figura 4. 1 Probetas Referenciales según norma y dimensiones de la Tabla 4.1	54
Figura 4. 2 Balanza BOECO y Calibrador STANLEY.....	55
Figura 4. 3 Determinación de la Densidad l.....	59
Figura 4. 4 Maquina Universal de ensayos Serie L Tinius Olsen tipo A.....	60
Figura 4. 5 Esfuerzo Máximo a Tracción simulando Laterales del Fuselaje	62
Figura 4. 6Esfuerzo Máximo a Tracción Promedio	63
Figura 4. 7 Esfuerzo Máximo a Tracción simulando el Piso del Fuselaje	64
Figura 4. 8Esfuerzo Máximo a Tracción Promedio	64
Figura 4. 9 Esfuerzo Máximo a Flexión.....	67
Figura 4. 10 Esfuerzo Máximo a Flexión Promedio	68
Figura 4. 11: Esfuerzo Máximo a Flexión	69
Figura 4. 12: Esfuerzo Máximo a Flexión Promedio	69
Figura 4. 13 Resistencia Máxima al Impacto de los Laterales Promedio	72
Figura 4. 14 Resistencia Máxima al Impacto del Piso Promedio	73

Figura 4. 15 Esfuerzo Máxima al Impacto del Piso Promedio	91
Figura 4. 16 Esfuerzo Máxima al Impacto del Piso Promedio	92
Figura 4. 17 Esfuerzo Máxima al Impacto del Piso Promedio	93
Figura 4. 18 Esfuerzo Máxima al Impacto del Piso Promedio	94
Figura 4. 19 Esfuerzo Máxima al Impacto del Piso Promedio	95
Figura 4. 20 Esfuerzo Máxima al Impacto del Piso Promedio	96
Figura 4. 21 Promedio de Cargas Máximas	97
Figura 4. 22 Promedio de Esfuerzos Máximos	97
Figura 4. 23 Promedio de Esfuerzos Máximos	98
Figura 4. 24 Promedio de Esfuerzos Máximos	99
Figura 4. 25 Promedio de Esfuerzos Máximos	101
Figura 4. 26 Promedio de Esfuerzos Máximos	102
Figura 4. 27 Promedio de Esfuerzos Máximos	103
Figura 4. 28 Promedio de Esfuerzos Máximos	104
Figura 4. 29 Promedio de Esfuerzos Máximos	105
Figura 4. 30 Promedio de Esfuerzos Máximos	106
Figura 4. 31 Promedio de Cargas Máximas	107
Figura 4. 32 Promedio de Esfuerzos Máximos	107
Figura 4. 33 Promedio de Cargas Máximas	108
Figura 4. 34 Promedio de Esfuerzos Máximos	108
Figura 4. 35 Promedio de Esfuerzos Máximos	111
Figura 4. 36 Promedio de Esfuerzos Máximos	112
Figura 4. 37 Promedio de Esfuerzos Máximos	113
Figura 4. 38 Promedio de Esfuerzos Máximos	114
Figura 4. 39 Promedio de Alturas de caída de dardo	116
Figura 4. 40 Promedio de Alturas de caída de dardo	117
Figura 4. 41 Promedio de Alturas de caída de dardo	119
Figura 4. 42 Promedio de Alturas de caída de dardo	120
Figura 4. 43 Gráfico t Student para Tracción.....	126
Figura 4. 44 Gráfico t Student para Flexión.....	128
Figura 4. 45 Gráfico t Student para Impacto.....	130

Figura 6. 1 Dardos y Masa adicional	139
Figura 6. 2 Variación de masa del dardo.....	140
Figura 6. 3 Diagrama De Flujo del Proceso de Ensayo	142
Figura 6. 4 Manual Instructivo de Ensayo por el Método Caída de Dardo	158

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2. 1 Características de Materiales Reforzados con Fibras	15
Tabla 2. 2 Ventajas de las Fibras uni y bidireccionales	17
Tabla 2. 3 Ventajas de las matrices disponibles.....	18
Tabla 2. 4 Clasificación de resinas termoestables en función de la temperatura	28
Tabla 2. 5 Clasificación de resinas termoestables en función de la temperatura	29
Tabla 2. 6 Propiedades y precios aproximados de materiales reforzados con fibra ..	30
Tabla 3. 1 Número de capas y Ensayos a realizar	45
Tabla 3. 2 Operacionalización de la variable dependiente.....	46
Tabla 3. 3 Operacionalización de la variable independiente.....	47
Tabla 3. 4 Plan de recolección de información	48
Tabla 4. 1 Obtención de Probetas de Muestras (270x280) mm.	53
Tabla 4. 2 Propiedades Físicas del Compuesto Actual del Fuselaje	57
Tabla 4. 3 Especificaciones Técnicas para el Ensayo a Tracción	59
Tabla 4. 4 Ensayos Mecánicos a Tracción	61
Tabla 4. 5 Especificaciones Técnicas para el Ensayo a Flexión	65
Tabla 4. 6 Ensayos Mecánicos a Flexión	66
Tabla 4. 7 Especificaciones Técnicas para el Ensayo a Impacto.	70
Tabla 4. 8 Ensayos Mecánicos a Impacto	71
Tabla 4. 9 Resultados de Propiedades Mecánicas Obtenidas	74
Tabla 4. 10 Identificación de los Materiales Compuestos	81
Tabla 4. 11 Ensayos en función del porcentaje calculado del Fuselaje de Carbono... 84	
Tabla 4. 12 Ensayos en función del porcentaje calculado para el Fuselaje de Vidrio 85	
Tabla 4. 13 Dimensionamiento de probetas para ensayos a Flexión F. Carbono	86
Tabla 4. 14 Dimensionamiento de probetas para ensayos a Tracción F. Carbono	87
Tabla 4. 15 Dimensionamiento de probetas para ensayos a Impacto F. Carbono	87
Tabla 4. 16 Dimensionamiento de probetas para ensayos a Flexión Fuselaje Vidrio. 88	
Tabla 4. 17 Dimensionamiento de probetas para ensayos a Tracción F. Vidrio.....	88

Tabla 4. 18 Dimensionamiento de probetas para ensayos a Impacto F. Vidrio.....	89
Tabla 4. 19 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales .	90
Tabla 4. 20 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales .	91
Tabla 4. 21 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales .	92
Tabla 4. 22 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales .	93
Tabla 4. 23 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales .	94
Tabla 4. 24 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales .	95
Tabla 4. 25 Promedios para los laterales del Fuselaje de Carbono	96
Tabla 4. 26 Promedios para el Piso del Fuselaje de Carbono	98
Tabla 4. 27 Resultados Obtenidos en Ensayos a Flexión para el F. de Carbono	99
Tabla 4. 28 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales	100
Tabla 4. 29 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales	101
Tabla 4. 30 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales	102
Tabla 4. 31 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales	103
Tabla 4. 32 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales	104
Tabla 4. 33 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales	105
Tabla 4. 34 Promedios para los laterales del Fuselaje de Vidrio	106
Tabla 4. 35 Promedios para el Piso del Fuselaje de Vidrio	108
Tabla 4. 36 Resultados Obtenidos en Ensayos a Flexión para el fuselaje de Vidrio	109
Tabla 4. 37 Datos Técnicos del material compuesto testigo	110
Tabla 4. 38 Datos Técnicos del material compuesto testigo	111
Tabla 4. 39 Resultados Obtenidos en Ensayos a Tracción para el F. de Carbono	112
Tabla 4. 40 Datos Técnicos del material compuesto testigo	112
Tabla 4. 41 Datos Técnicos del material compuesto testigo	113
Tabla 4. 42 Resultados Obtenidos en Ensayos a Tracción para el F. de Vidrio	114
Tabla 4. 43 Datos Técnicos del material compuesto testigo	115
Tabla 4. 44 Datos Técnicos del material compuesto testigo	116
Tabla 4. 45 Resultados Obtenidos en Ensayos de Impacto para el F. de Carbono ...	118
Tabla 4. 46 Datos Técnicos del material compuesto testigo	118
Tabla 4. 47 Datos Técnicos del material compuesto testigo	119
Tabla 4. 48 Resultados Obtenidos en Ensayos de Impacto para el F. de Vidrio	120

Tabla 4. 49 Resultados Promedios obtenidos en el presente estudio	121
Tabla 4. 50 Verificación Hipótesis Ensayos a Tracción	125
Tabla 4. 51 Verificación Hipótesis Ensayos a Flexión	127
Tabla 4. 52 Verificación Hipótesis Ensayos a Impacto	129
Tabla 4. 53 Verificación Hipótesis Para Ensayos Mecánicos	130
Tabla 6. 1 Costo Administrativo y de Producción del Ensayo	159
Tabla 6. 2 Costo Administrativo y de Producción del Ensayo	160

RESUMEN EJECUTIVO

ESTUDIO DE LA CONFIGURACIÓN ESTRUCTURAL DE LOS MATERIALES COMPUESTOS SINTÉTICOS ESTRATIFICADOS DE MATRIZ EPOXI Y SU INFLUENCIA EN LAS PROPIEDADES MECÁNICAS DEL FUSELAJE DE LOS VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS (UAV) DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA (CIDFAE).

Con este proyecto se cumplió los requerimientos del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE), siempre aportando con materiales para los especímenes a ensayar con sus ideas primordiales y mano de obra.

Dentro del marco técnico este proyecto se enfocó en caracterizar las propiedades mecánicas del Fuselaje de los UAV's, para sus diferentes secciones y Fuselajes ya previstos ante este estudio.

Los Fuselajes constan principalmente de Fibra de Vidrio y Fibra de Carbono, laminados con otras fibras como lo son el Kevlar y Honeycomb, que principalmente su uso radica en el piso del Fuselaje.

Las cargas que están sometidas en su mayor magnitud son: Tracción, Flexión e Impacto, que se buscó interpretar de mejor manera la utilización de las Fibras Sintéticas y su relación directa con estas propiedades.

Luego de obtener un parámetro de comparación, se procedió a un arduo estudio en propiedades físicas y mecánicas, para la determinación de una mejor configuración estructural en lo que tiene que ver el Fuselaje, obteniendo así una mejor configuración variando fracciones volumétricas y orientación de las fibras.

CAPÍTULO I

EL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

1.1 TEMA DE INVESTIGACIÓN

“ESTUDIO DE LA CONFIGURACIÓN ESTRUCTURAL DE LOS MATERIALES COMPUESTOS SINTÉTICOS ESTRATIFICADOS DE MATRIZ EPOXI Y SU INFLUENCIA EN LAS PROPIEDADES MECÁNICAS DEL FUSELAJE DE LOS VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS (UAV) DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA (CIDFAE).”

1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.2.1 CONTEXTUALIZACIÓN

El continuo avance de la tecnología en los materiales, orienta a la utilización de los mismos a nivel industrial, y son de bastante ayuda al momento del diseño de un compuesto en general. Durante los últimos 50 años, la tecnología aeronáutica ha evolucionado, concediendo a los materiales compuestos un papel muy importante dentro de este campo. La ligereza de los mismos permite proteger el combustible ante diferencias de presión ambiental.

En Sudamérica, por diversas razones, ha tardado en asociarse a los Vehículos Aéreos Autónomos (UAV'S, por su sigla en inglés). Además, aquellos países de la región que sí lo han hecho han elegido diferentes caminos. Guiados por requerimientos

operativos más urgentes, se han decidido por adoptar modelos israelíes de probado rendimiento y última tecnología. Otros han elegido el camino largo y no siempre fructífero de la investigación y desarrollo a nivel local.

Es el caso de Argentina en conjunto con su armada nacional han desarrollado dos prototipos construidos con materiales compuestos, con el fin de adquirir experiencia en el manejo de los mismos y el desarrollo de tecnología de punta, con vistas a una futura incorporación de UAV más avanzados. Las investigaciones prosiguen con la finalidad de alcanzar un mayor techo de servicio y autonomía (se calcula que el techo óptimo sería de 3000 m, y unos 100km de autonomía), así como la implementación de un sistema de operación autónomo, y la posibilidad de reprogramación automática en vuelo. (Borches, 2011)

El Ecuador posee unidades aéreas, de fabricación israelita, que realizan dos tipos de controles: estratégico y táctico. El control estratégico establece inspecciones realizadas en modo UAV teniendo la capacidad, a través de un sistema satelital, de determinar la ubicación geográfica de objetos específicos como por ejemplo de las embarcaciones. El Prototipo UAV-1 llamado "Fénix", es el primero de un sistema de vuelo no tripulado, proyecto que está a cargo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (FAE) en conjunto con ingenieros de la Universidad Técnica de Ambato (UTA) y la Escuela Politécnica Nacional (EPN), realizaron sus primeras pruebas de vuelo, donde se verifico sus sistemas de guiado, navegación y control.

La operación de prueba del "Fénix" forma parte de un proyecto de Vehículos Aéreos Autónomos (UAV) ejecutado por el Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE (CIDFAE). La Fuerza Aérea ecuatoriana ha desarrollado dos UAV de prueba, que pueden volar hasta 135 kilómetros por hora, a unos 3.500 metros sobre el nivel del mar y con una autonomía de vuelo de siete horas. (Actualidad, 2013)

Con estos avances tecnológicos, la investigación y el desarrollo en la utilización de nuevos materiales compuestos se puede predecir un futuro alentador en el desarrollo

de aeronaves no tripuladas en el país. El Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE está interesado en el estudio de materiales compuestos para los UAV'S, que surge como la necesidad de optimizar procesos de fabricación, minimizar peso y aumentar la carga útil, con la posibilidad de buscar una nueva configuración de los materiales compuestos que permitan una mejora considerable en el Fuselaje; lo que requiere el Centro de Investigación.

1.2.2 ANÁLISIS CRÍTICO

La carencia de investigación en el laminado para el fuselaje los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato dado por la inexistencia de equipos para ensayos de materiales, y el ajustado presupuesto que cuenta el Centro de Investigación, por estas razones, los técnicos se ven preocupados del limitado equipamiento que poseen a su alcance dando lugar a que el diseño, ensamblaje y puesta a punto, no tenga la calidad deseada tecnológicamente hablando.

El sobredimensionamiento de los materiales compuestos en matriz resina epoxi causado por el desconocimiento en las proporciones adecuadas de fibras y resina, causa un desfase considerable en el desperdicio de material, ya que no se ha realizado ensayos destructivos en el mismo, induciendo al consumo y desperdicio excesivo de los mismos.

Insuficiente personal capacitado para realizar las investigaciones y desarrollo de proyectos conlleva a que sea dificultosa la tarea de migrar a nuevas tecnologías, interrumpiendo así el avance tecnológico, también que se realicen diseños de los prototipos autónomos no adecuados, ocasiona la presencia de fallas y errores en las pruebas de funcionamiento, punto fijo y línea de vuelo.

1.2.3 PROGNOSIS

De no solucionarse la carencia de investigación en el laminado para el fuselaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE), continuaría la incompreensión de los materiales compuestos sintéticos del fuselaje, el peso innecesario en un prototipo en el cual se busca minimizar el consumo de combustible en su autonomía de vuelo, la eficiencia de construcción y tiempos improductivos del personal, por lo que perdería confiabilidad y estabilidad, provocando el ocaso de una producción en serie.

1.2.4 FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

En resumen el problema surgió debido al desconocimiento de las propiedades mecánicas del fuselaje en los Vehículos Aéreos No Tripulados sometidos a los diferentes esfuerzos como tracción, flexión, impacto.

¿Se podrá mejorar las propiedades mecánicas del fuselaje en los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) sin alterar su peso adecuado para un vuelo aerodinámico?

1.2.5 PREGUNTAS DIRECTRICES

- ✓ ¿Cuáles son las propiedades físicas y mecánicas del material compuesto utilizado actualmente en el CIDFAE?
- ✓ Cuáles son las fracciones volumétricas existentes en los materiales compuestos del fuselaje de los vehículos aéreos no tripulados?
- ✓ ¿Cuáles combinaciones de material compuesto son las más adecuadas en la construcción del fuselaje?

1.2.6 DELIMITACIÓN DEL PROBLEMA

1.2.6.1 DELIMITACIÓN DE CONTENIDO

El estudio de los materiales compuestos sintéticos frente a variables como la Rigidez, Tenacidad y la Resistencia a la Tracción está contemplado dentro del campo de la Ingeniería Mecánica, que dentro de su programa de estudio se imparte materias como Ingeniería de Materiales, Resistencia de los Materiales, Ciencia de los Materiales Ensayos No Destructivos.

1.2.6.2 DELIMITACIÓN TEMPORAL

El estudio se lo realizó en un período que comprendió los meses de Enero 2014 a Abril del 2015, tiempo en el cual se determinó todos los parámetros que sean necesarios para un correcto desarrollo del estudio.

1.2.6.3 DELIMITACIÓN ESPACIAL

El estudio de la configuración de los materiales compuestos sintéticos, se lo realizó específicamente en el Laboratorio de Materiales de la Universidad Politécnica Nacional ubicada en la Ciudad de Quito, adicionalmente, en los laboratorios de materiales de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica de la Universidad Técnica de Ambato y en los hangares del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato.

1.3 JUSTIFICACIÓN

Debido a la gran demanda de investigaciones en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la ciudad de Ambato y a la carencia de investigación en el laminado del fuselaje para los Vehículos Aéreos No

Tripulados (UAV) causado por la limitada planificación, infraestructura y tecnología existentes, es necesario planificar, estructurar e implementar un Fuselaje acorde a las necesidades del Centro de Investigación que requiere minimizar el peso y aumentar la carga útil de los mismos.

Esta reestructuración del Fuselaje beneficiará a los investigadores y a las sociedades que utilicen como tareas importantes a los UAV ya que no cuentan con un estudio de las propiedades mecánicas reales y existentes hoy en día en el Fuselaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados el cual es muy importante, del mismo modo al país entero que entre sus ideales de Gobierno está el emprendimiento de un objetivo común, el de una producción en serie con calidad de Exportación.

Mediante este estudio se desea establecer la configuración de las fibras más aceptable posible sin perder las propiedades mecánicas o a su vez igualar las ya existentes en el Fuselaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) que a bien requiere el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE). La variación en sus capas de laminado y las fibras orientadas en diferentes sentidos con un método comparativo se logrará la obtención de una nueva configuración que ayude a minimizar los desperdicios, costos de producción y así optimizar su proceso de armado del Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) aumentando en lo posible sus propiedades intrínsecas.

Se intenta con esto transmitir nuevos conocimientos que sean de utilidad para el personal y técnicos que tiene a su haber el proceso de producción y optimización de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV), con el fin de tener en mente una producción en serie y de calidad. El aporte investigativo a desarrollar no es solo para el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE), sino para todas las Fuerzas Armadas y para el Ecuador entero por que con este estudio se podrá implementar un proceso de fabricación adecuado y fundamentado en una investigación, con lo cual se puede brindar una capacitación a nuevos

investigadores y personal técnico, por lo tanto es un desarrollo para el progreso del país.

1.4 OBJETIVOS GENERAL Y ESPECÍFICOS

1.4.1 OBJETIVO GENERAL

Determinar la configuración volumétrica y orientación de las fibras del nuevo material compuesto sintético que mejore las propiedades mecánicas en el fuselaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE).

1.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- ✓ Determinar las propiedades físicas y mecánicas del material compuesto, utilizado actualmente en el Fuselaje de los UAV.
- ✓ Determinar la fracción volumétrica real de los materiales compuestos que posee el fuselaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV).
- ✓ Determinar la configuración de las fibras que permita igualar o superar las propiedades mecánicas existentes en el presente fuselaje.
- ✓ Caracterizar las diferentes combinaciones del material compuesto estratificado de matriz resina epoxi y refuerzo (Fibra de Aramida o Kevlar, Fibra de Carbono, Fibra de Vidrio, Honeycomb Structure)
- ✓ Evaluar las diferentes combinaciones del nuevo material compuesto sintético estratificado de matriz resina epoxi.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 ANTECEDENTES INVESTIGATIVOS

2.1.1 ANTECEDENTES

A nivel de Sudamérica se han realizado varios estudios con respecto al diseño y construcción de Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV), con el fin de implementar nuevas tecnologías en cuanto al diseño y más aún a la utilización de materiales compuestos (Composites) ya existentes en el mercado. A continuación citaremos algunos de mayor importancia para el estudio en proceso.

En su *Paper* presentado en el COLTECH AEROSPACE, con el tema: “Diseño Simplificado y Construcción de una Aeronave No Tripulada (UAV) a escala para combatir incendios - Firehunter”, en la sección de estructuras en la cual se dice que, para la construcción de la aeronave se decidió seleccionar únicamente dos tipos de materiales: espuma de poliestireno expandido perla compacta de alta densidad y rígida y fibra de vidrio. (Nicolás Castro Latorre & Juan Sebastián Restrepo Hoyos, 2008)

Se diseñó y se construyó una estructura rígida de bajo peso en materiales compuestos avanzados, configuración tipo sándwich donde el conjunto núcleo y fibra de refuerzo soporta los esfuerzos generados debido a la operación de la aeronave inclusive en

maniobras críticas. Se diseñó una aeronave estable en todos los ejes, una aeronave con un rendimiento eficiente y de alta velocidad para operar de manera ágil y rápida.

La fundamentación bibliográfica de Latorre & Hoyos permiten concluir que el diseño fue el más idóneo para una producción en serie cumpliendo parámetros y normativas vigentes en citado País.

Presentaron una introducción a los materiales de última generación y materiales eficientes. Con el título “Materiales Compuestos - Composites” en junio 2007, en la cual redactan que tecnológicamente, los materiales compuestos con fases dispersas en forma de fibras son los más importantes. A menudo se diseñan materiales compuestos reforzados con fibras con la finalidad de conseguir elevada resistencia y rigidez a baja densidad. Estas características se expresan mediante los parámetros resistencia específica y módulo específico, que corresponden, respectivamente, a las relaciones entre la resistencia a la tracción y el peso específico y entre el módulo de elasticidad y el peso específico. Utilizando materiales de baja densidad, tanto para la matriz como para las fibras, se fabrican compuestos reforzados con fibras que tienen resistencias y módulos específicos excepcionalmente elevados. (Alberto Moral Borque & Marar Nogueira López, 2007)

Con dicha publicación se puede concluir que las características presentes en cada material compuesto ya sea reforzado con partículas, fibras o estructuralmente; Se comportan de manera específica al momento de su operacionalización considerando rangos en los que su funcionalidad varían conforme sus propiedades químicas y mecánicas ya establecidas con anterioridad.

En su Tesis de Grado presentada en la Universidad San Francisco de Quito, con el tema “Procesos de Producción para el primer Prototipo Avión Piquero – Galápagos UAV y Uso de Materiales Compuestos USFQ”, en la cual trata sobre el uso de materiales compuestos en la producción de determinadas piezas y dice que, En la actualidad, los materiales compuestos de mayor uso en la industria son aquellos de

matriz cementicia o de yeso utilizados para la construcción, a pesar de formar parte de este tipo de materiales estos no son considerados materiales nuevos debido a que su implementación fue desarrollada hace un tiempo moderado. Por otro lado, existe la generación de materiales compuestos con bases de matrices poliméricas, los cuales si son considerados como materiales de innovación para la industria de la manufactura y por esto son llamados a diferencia de los otros como composites. (López Zarate Jaime Eduardo, 2012).

Los composites tienen la misma propiedad principal del resto de materiales compuestos pero a diferencia del resto su composición es totalmente artificial a partir de la unión de dos fases diferentes, que se complementan entre sí para conformar el material. Las fases que conforman este material son de igual manera una fase matriz que genera el volumen del elemento, y una fase de esfuerzo que genera la estructura del compuesto (Olivares 2). La fase matriz, normalmente es un elemento líquido de no muy alta densidad y de carácter polimérico sintético, que engloba a la fase de refuerzo. Y la fase de refuerzo es conformada por fibras que pueden ser en forma de partículas, hebras o láminas, las cuales generan la armadura del elemento y absorben todas las cargas que se pueden aplicar en el compuesto. Con respecto a la manufactura del fuselaje se concluyó que el uso de la lámina de seguridad es una manera muy eficiente de formar una cobertura totalmente modular del prototipo y del mismo modo tiene la resistencia suficiente para soportar las fuerzas generadas por el viento durante pruebas de vuelo.

El presente proyecto de investigación permite concluir que, las pruebas realizadas a los diferentes prototipos de materiales compuestos dieron como resultado la construcción del prototipo final UAV, con resultados satisfactorios para el investigador.

2.2 FUNDAMENTACIÓN FILOSÓFICA

La presente investigación sobre materiales compuestos sintéticos estratificados con matriz resina epoxi estuvo ubicada dentro del paradigma crítico propositivo; crítico porque consiguió avances en el área de materiales e innovación de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) y propositivo por cuanto busco plantear una alternativa de solución a la disponibilidad de los materiales compuestos sintéticos, y desconocimiento de sus posibles propiedades mecánicas que ayudaron al diseño de los llamados Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) los cuales necesitan una calidad de exportación.

2.3 FUNDAMENTACIÓN LEGAL

La caracterización mecánica de las probetas para los ensayos de tracción y flexión, estará determinado según las normas:

ASTM D3039/D3039M–00, Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials.

ASTM D7264 / D7264M – 07, Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials.

Las formulaciones de material compuesto que presenten propiedades mecánicas superiores serán evaluadas por ensayos de impacto, de acuerdo con la norma:

ASTM D5628-10, Standard Test Method for Impact Resistance of Flat, Rigid Plastic Specimen by Means of a Striker Impacted by a Falling Weight (Gardner Impact).

2.4 CATEGORÍAS FUNDAMENTALES

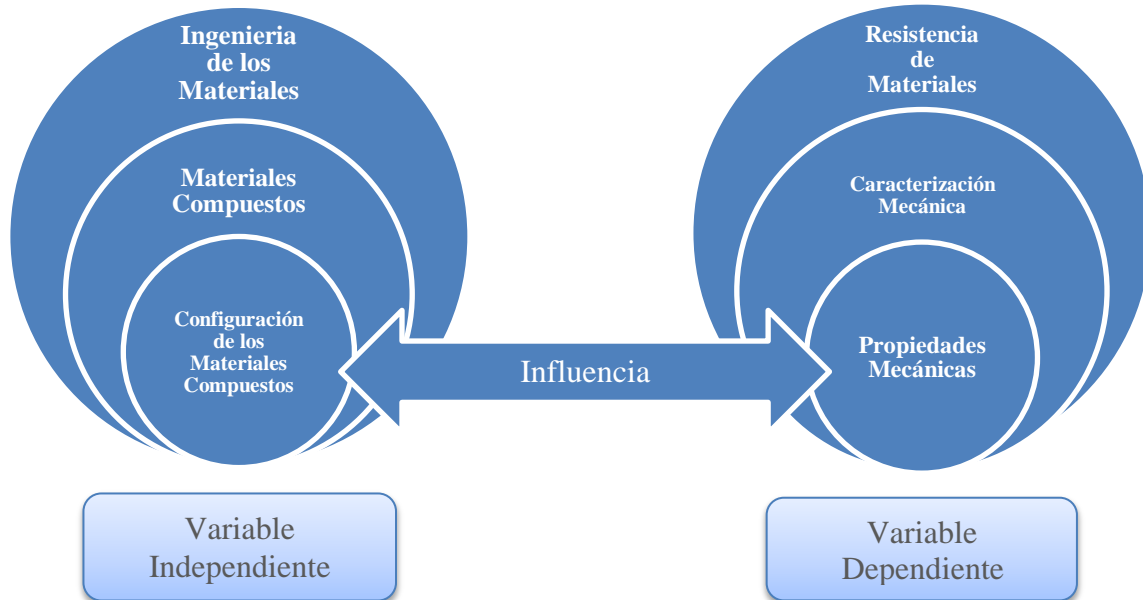


Figura 2. 1 Categorías Fundamentales
Elaborado por el Investigador

2.4.1 INGENIERÍA DE LOS MATERIALES

La investigación y desarrollo dentro de los nuevos materiales en la actualidad ha conllevado a requerir materiales con combinaciones insólitas de propiedades que no pueden ser encontradas por las aleaciones convencionales metálicas, la cerámica, y materiales poliméricos. Esto se ve reflejado en la aplicación de la industria aeronáutica, aeroespacial, automotriz y otras; ya que por medio del desarrollo de estos materiales se busca materiales estructurales de menor densidad, resistentes, rígidos y de gran resistencia a la abrasión, corrosión e impacto. La ingeniería de materiales en el diseño de materiales compuestos, ha logrado combinar varios metales, cerámicos, y polímeros para producir una generación nueva de materiales extraordinarios con propiedades mecánicas mejoradas como rigidez, dureza, y resistencia ambiental y de alta temperatura.

Los compuestos se han clasificado en tres categorías: con partículas, con fibras y laminares, dependiendo de la forma que tengan los materiales. Por ejemplo el concreto (mezcla cemento – grava) es un *compuesto particulado*; materiales de fibra de vidrio + resina poliéster, es un compuesto reforzado con fibras; mientras que la madera contrachapada o triplex (capas alternas de chapa de madera), es un *compuesto laminar* (Donald R, 1998)

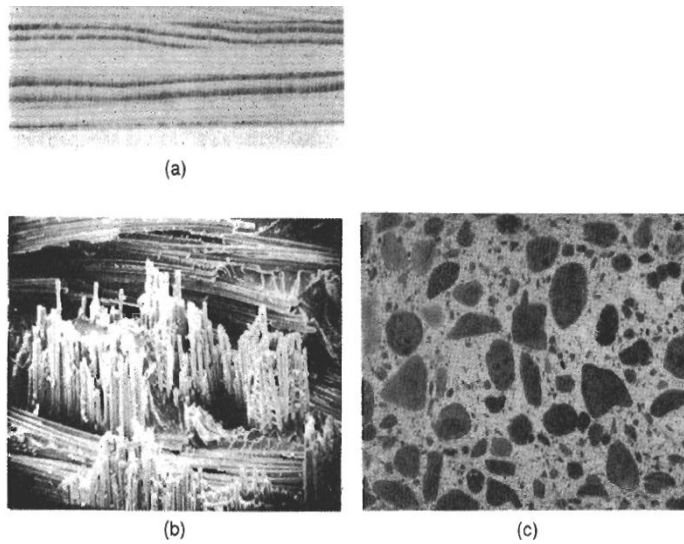


Figura 2. 2 Compuestos a.) Madera Contrachapada (laminar); b.) Fibra de Vidrio + Resina Poliéster (Compuesto reforzado); c.). Concreto (compuesto particulado)
Fuente: (Donald R, 1998)

2.4.2 MATERIALES COMPUESTOS

2.4.2.1 INTRODUCCIÓN

Un material compuesto es un sistema integrado por una mezcla o combinación de dos o más micro o macro constituyentes que difieren en forma y composición química y que son esencialmente insolubles entre sí. La importancia ingenieril de los materiales compuestos es muy grande ya que se combinan las propiedades y prestaciones de los materiales constituyentes cuando se diseña y se fabrica el material compuesto correctamente. La mayor parte de los materiales compuestos están formados por dos

o más fases, una matriz continua que rodea a las demás fases que se denominan fases dispersas y que se clasifican en función de su microestructura o geometría.

La microestructura de la fase dispersa incluye la forma, tamaño, distribución y orientación de las partículas. Cuando se dan las proporciones de material matriz y material disperso hay que distinguir claramente entre relaciones en peso o en volumen ya que las densidades de estas fases pueden ser muy diferentes. Por esto, concentraciones de material fibroso dispersado en una matriz del 50 % en volumen puede equivaler a una concentración muy diferente en % en peso.

2.4.2.2 CLASIFICACIÓN MATERIALES COMPUESTOS

Un esquema simple para clasificar los materiales compuestos consta de tres divisiones (Fig. 2.3): compuestos reforzados con partículas, compuestos reforzados con fibras y compuestos estructurales; además, existen dos subdivisiones para cada una. Se debe mencionar que la fase dispersa de los materiales compuestos reforzados con fibras tienen una relación longitud-diámetro (factor de forma) muy alta. (Alberto Moral Borque & Marar Nogueira López, 2007)

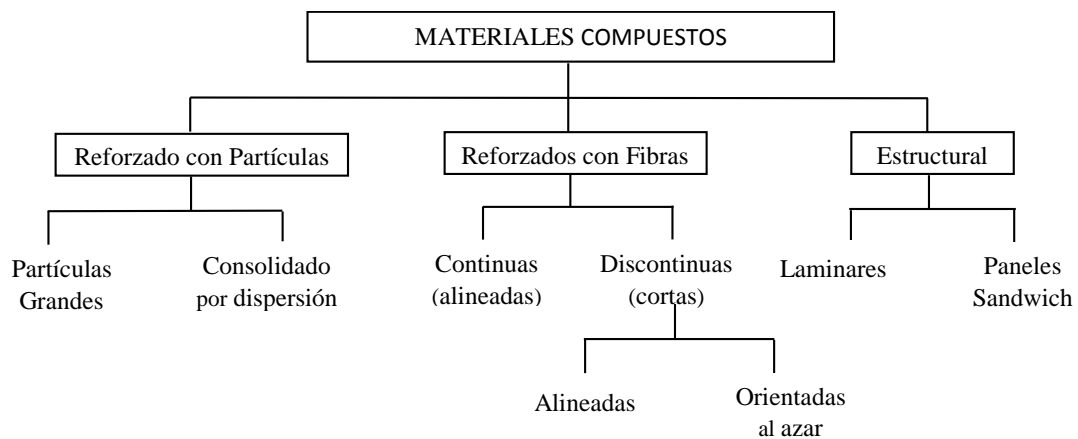


Figura 2. 3Clasificación de los Materiales Compuestos
Fuente: (Alberto Moral Borque & Marar Nogueira López, 2007)

Por tratarse de un tema muy extenso en su temática el estudio se centrará únicamente a la investigación de las fibras sintéticas su entorno y comportamiento. Que en su esencia es lo que se busca comprender y uno de los objetivos de solución.

2.4.2.3 FIBRAS SINTÉTICAS

Mientras las fibras naturales, a causa de su elevado carácter polar tienden a degradarse sin fusión, la mayoría de las fibras sintéticas son termoplásticas, algunas suficientemente estables, por encima de su punto de fusión para permitir hilarlas directamente a partir del polímero fundido. Dentro de las fibras sintéticas, las acrílicas son las más resistentes, los nylones y el propileno polimerizado las menos resistentes.

Tabla 2. 1Características de Materiales Reforzados con Fibras

Tabla 17.3 Características de materiales reforzados con fibras					
Material	Peso específico	Resistencia a la tracción (psi × 10 ³) (MPa × 10 ³)	Resistencia específica (psi × 10 ⁶)	Módulo elástico psi × 10 ⁶ (MPa × 10 ³)	Módulo específico (psi × 10 ⁶)
Whiskers					
Grafito	2,2	3 (20)	1,36	100 (690)	45,5
Carburo de silicio	3,2	3 (20)	0,94	70 (480)	22
Nitruro de silicio	3,2	2 (14)	0,63	55 (380)	17,2
Óxido de aluminio	3,9	2-4 (14-28)	0,5-1,0	60-80 (415-550)	15,4-20,5
Fibras					
Aramida (Kevlar 49)	1,4	0,5 (3,5)	0,36	19 (124)	13,5
Vidrio E	2,5	0,5 (3,5)	0,20	10,5 (72)	4,2
Carbono ^a	1,8	0,25-0,80 (1,5-5,5)	0,18-0,57	22-73 (150-500)	15,7-52,1
Óxido de aluminio	3,2	0,3 (2,1)	0,09	25 (170)	7,8
Carburo de silicio	3,0	0,50 (3,9)	0,17	62 (425)	20,7
Alambres metálicos					
Acero alto en carbono	7,8	0,6 (4,1)	0,08	30 (210)	3,9
Molibdeno	10,2	0,2 (1,4)	0,02	52 (360)	5,1
Tungsteno	19,3	0,62 (4,3)	0,03	58 (400)	3,0

Fuente: (Alberto Moral Borque & Marar Nogueira López, 2007)

Los materiales clasificados como fibras son policristalinos o amorfos y tienen diámetros pequeños; los materiales fibrosos son generalmente polímeros o cerámicas

(p.ej., aramida, vidrio, carbono, boro, óxido de aluminio y carburo de silicio). La Tabla 2.1 también indica algunos datos de varios materiales utilizados como fibras.

Los alambres tienen diámetros relativamente grandes; los materiales típicos son el acero, el molibdeno y el tungsteno. Los alambres se utilizan como refuerzos radiales de acero en los neumáticos de automóvil, filamentos internos de los recubrimientos de cohetes espaciales y paredes de mangueras de alta presión.

2.4.2.4 FIBRA DE CARBONO

Las fibras de carbono propiamente dichas, también conocidas como fibras de carbón (FC), son sólidos que presentan una morfología fibrosa en forma de filamentos, o una trenza de éstos, y con un contenido mínimo en carbono del 92% en peso. Se obtienen por carbonización (entre 1200°C Y 1400°C) de fibras orgánicas naturales o sintéticas, o de fibras procedente de precursores orgánicos. Por su estructura fibrosa o filamentosa posee propiedades ortotrópicas (diferentes propiedades mecánicas en sus ejes principales ortogonales) lo cual genera la necesidad de utilizarla junto con otros materiales, para generar otros materiales compuestos con mejores propiedades mecánicas o más equilibradas en sus ejes. De ahí que en sus aplicaciones se encuentre principalmente como una fase ordenada (de gran importancia en volumen) dentro de una matriz de un material compuesto.

A. COMO MATERIALES COMPUESTOS

La fibra de carbono adquiere este nombre de la fase dispersa de un material compuesto no metálico de tipo polimérico. Está compuesto por una matriz de resina, que contiene como refuerzo (fase dispersa) la base de fibras de carbono, cuya materia prima es el poliacrilonitrilo actualmente. Es un material costoso de producir, pero de propiedades mecánicas elevadas y de bajo peso. Al igual que la fibra de vidrio, es un caso común de metonimia, en el cual se le da al todo el nombre de una parte, en este caso el nombre de las fibras que lo refuerzan.

Es un material compuesto que en la mayoría de los casos (aproximadamente un 75%) está constituido por polímeros termoestables. El polímero más utilizado es la resina epoxi, de tipo termoestable aunque otros polímeros, como el poliéster o el viniléster también se usan como base para la fibra de carbono aunque su empleo está decayendo. También son materiales de alto coste aunque los avances tecnológicos y su uso más generalizado tienden a abaratar sus costes.

Según la orientación de las fibras se pueden clasificar en:

- Unidireccionales: fibras en una única dirección
- Bidireccionales: Entramado de fibras en dos direcciones a 90°.

(Saenz, slideshare, 2012)

Las ventajas que nos ofrecen cada una son las siguientes:

Tabla 2. 2 Ventajas de las Fibras uni y bidireccionales

UNIDIRECCIONAL	BIDIRECCIONAL
Altas fuerzas y rigidez en una única dirección	Fuerza y rigidez en dos direcciones
Bajo peso de las Fibras	Características de manejo muy buenas
Uso extendido	Diversas posibilidades de disposición en el tejido
Precio reducido	Posibilidad de mezclar fibras
	Pesos reducidos de entre 20, 1000 g/m ²
	Mayor precio en la unidireccionales

Fuente: (Saenz, slideshare, 2012)

El uso adecuado de refuerzos (fibras), proporcionará al a la matriz mantener las propiedades mecánicas o a su vez mejorarlas según sea la orientación de las mismas,

la adhesión y una buena resistencia térmica. Las posibilidades disponibles para la matriz son:

Tabla 2. 3 Ventajas de las matrices disponibles

	VENTAJAS	USO HABITUAL
Resinas epoxídicas	<p>Excelentes propiedades mecánicas</p> <p>Buena resistencia Ambiental</p> <p>Alta dureza</p> <p>Fácil Procesado</p>	<p>Industria del Automóvil</p> <p>Industria ferroviaria</p> <p>Industria marina</p>
Resinas Phenólicas	<p>Excelente resistencia al fuego</p> <p>Bajas emisiones de humo</p> <p>Curado rápido</p> <p>Procesado económico</p>	<p>Industria aeroespacial</p> <p>Industria ferroviaria</p> <p>Industria marina</p>
Resinas Poliamínidas	<p>Excelente resistencia a altas temperaturas</p> <p>Buenas propiedades mecánicas</p> <p>Buena resistencia a agentes exteriores</p>	<p>Aeromotores</p> <p>Componentes de alta temperatura</p>

Fuente: (Saenz, Proyecto " Diseño de una llanta monotuerca en fibra de carbono y aluminio para un vehiculo de competición tipo SAE", 2012)

A.1. PROPIEDADES DE ESTE MATERIAL COMPUESTO

Algunas de las propiedades físicas son:

- Baja densidad (por lo cual ligereza), en comparación, con otros elementos como por ejemplo el acero. (1.750 kg/m³.)
- Es conductor eléctrico y de baja conductividad térmica.
- Gran capacidad de aislamiento.
- Resistencia a las variaciones de temperatura, conservando su forma (solo si se utiliza matriz termoestable).
- Resistencia a ambientes alcalinos y externos susceptibles de corrosión.
- Brillo superficial (según los procesos de fabricación)
- Versátil; puede usarse para envolver formas complejas.
- De sección delgada, pueden ser fácilmente cruzadas y traslapadas.
- Fácil de pintar o recubrir con otros productos para mejorar o modificar su apariencia.
- Elevado precio de producción.
- Facilidad de adaptar y modificar diseños.

Y otras propiedades Mecánicas son:

- Elevada resistencia mecánica, con un módulo de elasticidad elevado.
- Alta rigidez (valores específicos del orden de 2 – 6 veces del acero).
- Resistentes a fatiga.
- Buena resistencia al impacto.

(Saenz, slideshare, 2012)

2.4.2.5 FIBRA DE POLIARAMIDA O KEVLAR

La fibra de poliaramida es una de las más comunes y el Kevlar49 es el nombre comercial más utilizado. También existe en Kevlar29. El primero tiene baja densidad,

alta solidez y alto módulo. Son muy comunes en la industria aeronáutica y aeroespacial pero están ganando mercado en otras aplicaciones como equipos deportivo de alta resistencia y bajo peso, por ejemplo, tablas de ski, cascos de barcos, etc. Son muy tenaces y permiten la absorción de energía en impactos sin romperse. El Kevlar49 es más resistente en algunas propiedades que el acero con $E \sim 200$ GPa y 210 para el acero, pero la resistencia a la tensión es mayor que la del acero, 3.6 GPa frente a 2.8 GPa. (Ciencia de Materiales, 2004/2005)

A. TIPOS DE FIBRAS DE KEVLAR

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

El Kevlar 49 se emplea cuando las fibras se van a embeber en una resina para formar un material compuesto. Las fibras están tratadas superficialmente para favorecer la unión con la resina. Se emplea como equipamiento para deportes extremos, para altavoces y para la industria aeronáutica, aviones y satélites de comunicaciones y cascos para motos. (Olga Gabriela Parra Silva, 2012)

B. PROPIEDADES DEL KEVLAR

Resistencia a la Temperatura: El Kevlar descompone a altas temperaturas (420-480 grados centígrados) manteniendo parte de sus propiedades mecánicas incluso a temperaturas cercanas a su temperatura de descomposición.

Elasticidad: El módulo elástico se reduce entorno a un 20% cuando se emplea la fibra a 180 grados centígrados durante 500 h. Esta propiedad junto con su resistencia química hace del Kevlar un material muy utilizado en la industria.

Tenacidad: La tenacidad (energía absorbida antes de la rotura) del Kevlar tiende a los 50 MJ m⁻³, frente a los 6 MJ m⁻³ acero.

Alta resistencia a la tracción (cinco veces más fuerte por peso que el acero).

Alto módulo de elasticidad.

Alargamiento muy bajo hasta el punto de ruptura.

El bajo peso.

Alta inercia química.

Muy bajo coeficiente de expansión térmica.

Tenacidad a la fractura (resistencia al impacto).

Alta resistencia a los cortes.

Resistencia a la llama.

Las desventajas de Kevlar son: capacidad de absorber humedad, dificultades en la fuerza de corte, compresión baja. (Flores de la Cruz, 2011)

C. PRINCIPALES APLICACIONES EN LA INDUSTRIA

El Kevlar, en combinación con Nomex, es utilizado en una gran gama de productos hoy en día. Entre ellos, es utilizado para los chalecos y cascos antibalas, también en el desarrollo de cables ópticos, cordones para escalar, llantas, partes para aviones, canoas, raquetas de tenis y más.

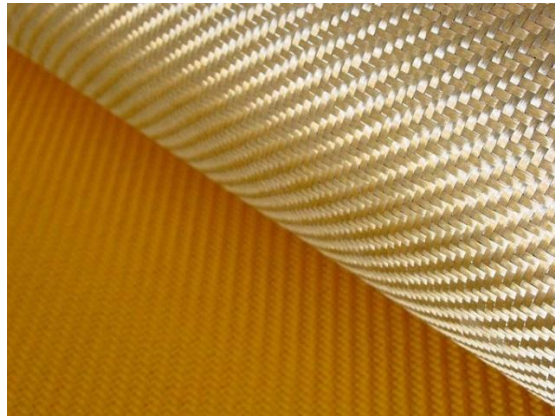


Figura 2. 4Tejido de Kevlar
Fuente: (Olga Gabriela Parra Silva, 2012)

Cables de Kevlar son usados por la marina de Estados Unidos para investigar como disminuir el ruido que hacen los submarinos y así poder evitar ser descubiertos por el sónar de otros barcos enemigos.

Chalecos de protección antibalas y anti-impactos está fabricado con una combinación de Kevlar y Nomex, donde el Nomex proporciona una resistencia adicional ante el fuego, las explosiones y la abrasión. (Olga Gabriela Parra Silva, 2012)

2.4.2.6 ESTRUCTURA DE PANAL (HONEYCOMB STRUCTURE)

Las estructuras Honeycomb son estructuras que son fabricadas en la naturaleza o por el hombre que tienen la geometría de un panal para permitir minimizar la cantidad de material para alcanzar el peso mínimo y el costo mínimo de material. La geometría de las estructuras de honeycomb pueden tener extensas variaciones pero todas estas estructuras tienen una característica en común y es que en todas tienen filas con celdas huecas separadas por paredes verticales muy delgadas. Las celdas comúnmente son en forma de columna y con una forma hexagonal. Una estructura hecha con honeycomb provee la menor densidad y buenas propiedades de compresión y cortante. (BITZER. T, 1997)

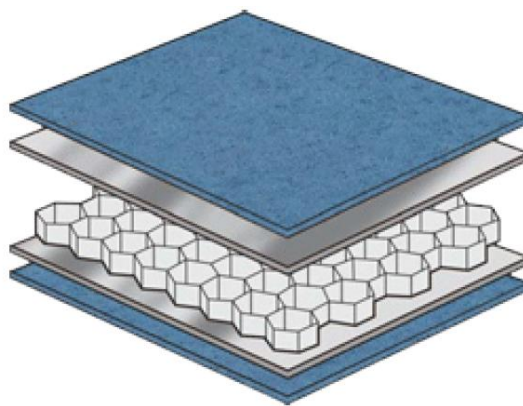


Figura 2. 5 Honeycomb
Fuente: (Arturo Flores Liahut, 2011)

A. HONEYCOMB FABRICADO EN FIBRA DE ARAMIDA

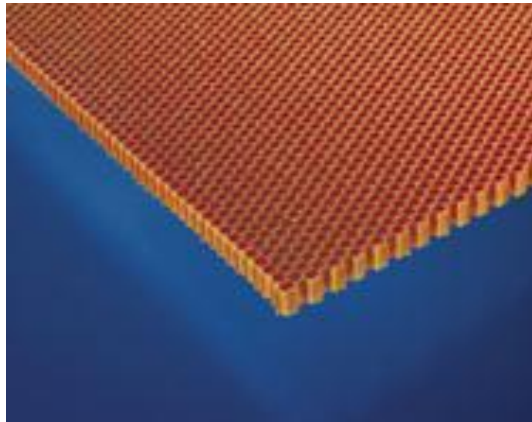


Figura 2. 6. Honeycomb Structure
Fuente:(Arturo Flores Liahut, 2011)

La estructura honeycomb fabricada con fibra aramida es fabricada por DuPont Nomex y puede ser recubierta con resinas fenólicas resistentes al calor para gran desempeño en las carreras automovilísticas y aplicaciones aeroespaciales. Existe una variedad de grados para diversas aplicaciones del honeycomb fabricado en fibra de aramida.

El grado aeroespacial de fibra de aramida exhibe una espectacular propiedad a las flamas. Sus principales características son su resistencia a la corrosión, resistencia al fuego(se auto extingue), excelente resistencia al peso, excelente aislador eléctrico, excelente aislador térmico, gran dureza, gran rendimiento a la fatiga y a la fluencia, buena estabilidad térmica, compatible con casi todos los compuestos adhesivos, muy baja densidad. Es principalmente utilizado para la industria aeroespacial por ejemplo en la construcción de alas con misiles palas de rotor de helicóptero, para tanques de combustible, para la marina entre otros.

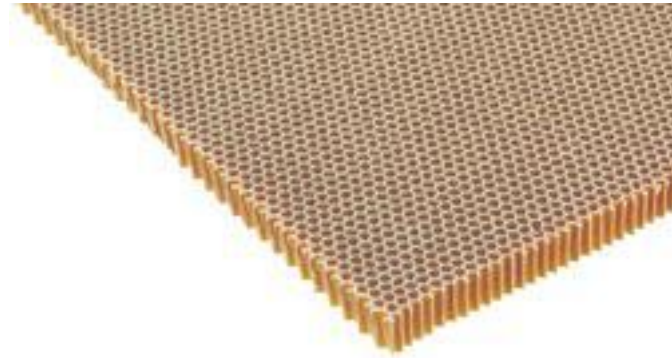


Figura 2. 7 Honeycomb en fibra de aramida
Fuente:(Arturo Flores Liahut, 2011)

Existe un grado más alto de fibra de aramida que supera las propiedades del grado aeroespacial en un 40%, es extremadamente fuerte, perfecta estabilidad a la temperatura y a la humedad, mejor resistencia a la fluencia, cumple con estrictas normas de humo, toxicidad e inflamabilidad, muy resistente. (Arturo Flores Liahut, 2011)

B. PROPIEDADES DEL HONEYCOMB

El honeycomb cuenta con características únicas para cada estructura debido a que se fabrica en diferentes materiales, estos no poseen las mismas características físicas y propiedades mecánicas, entonces las propiedades de una estructura honeycomb viene directamente relacionadas con el material con el que se fabrica. Algunas de las propiedades más comunes a mencionar son:

- Excelente resistencia a la compresión.
- Extremadamente ligero.
- En algunos materiales el honeycomb es totalmente resistente a la corrosión, a las sales, a los hongos y a la humedad.
- Es una excelente estructura para la absorción de energía como las vibraciones y el sonido.

- Resistente a la fatiga incluso con grosores de tamaño pequeño.
- Excelentes propiedades bajo la acción de calor.
- Es fácil de cortar, pegar, soldar, manejar, amoldar, entre otros. (Arturo Flores Liahut, 2011)

2.4.3 CONFIGURACIÓN Y ORIENTACIÓN DE LAS FIBRAS

2.4.3.1 INFLUENCIA DE LA LONGITUD DE LA FIBRA.

Las características mecánicas de los compuestos reforzados con fibras dependen no sólo de las propiedades de la fibra, sino también del grado en que una carga aplicada se transmite a la fibra por medio de la fase matriz. En este proceso de transmisión de carga es muy importante la magnitud de la unión en la interfaz de las fases matriz y fibra. Al aplicar un esfuerzo de tracción, la unión fibra-matriz cesa en los extremos de la fibra y en la matriz se genera un patrón de deformación como el que se muestra en la Figura 2.8; en otras palabras, en los extremos de la fibra no hay transmisión de carga desde la matriz.

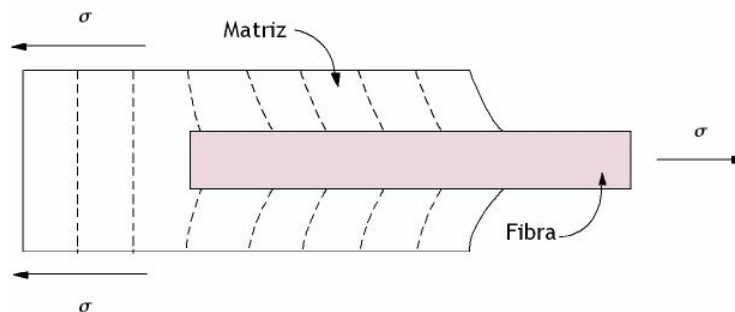


Figura 2. 8 Patrón de deformación en una matriz que rodea a una fibra sometida a un esfuerzo de tracción.

Fuente: (Alberto Moral Borque & Marar Nogueira López, 2007)

2.4.3.2 INFLUENCIA DE LA ORIENTACIÓN Y DE LA CONCENTRACION DE LA FIBRA.

La disposición u orientación relativa de las fibras y su concentración y distribución influyen radicalmente en la resistencia y en otras propiedades de los materiales

compuestos reforzados con fibras. Con respecto a la orientación existen dos situaciones extremas: (1) alineación paralela de los ejes longitudinales de las fibras y (2) alineación al azar. Las fibras continuas normalmente se alinean (Figura 2.9a), mientras que las fibras discontinuas se pueden alinear (Figura 2.9b) o bien se pueden orientar al azar (Figura 2.9c) o alinearse parcialmente.

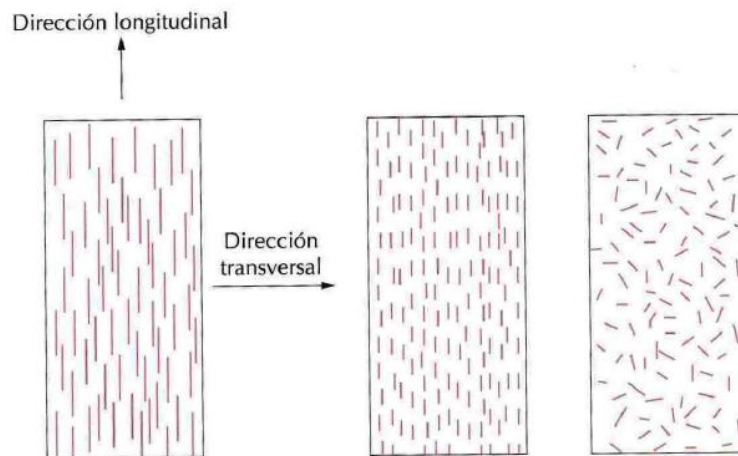


Figura 2. 9 Representaciones esquemáticas de compuestos reforzados con fibras (a) continuas y alineadas, (b) discontinuas y alineadas y (c) discontinuas y orientadas al azar.
Fuente: (Alberto Moral Borque & Marar Nogueira López, 2007)

2.4.3.3 MATERIALES COMPUESTOS REFORZADOS CON FIBRAS

Tecnológicamente, los materiales compuestos con fases dispersas en forma de fibras son los más importantes. A menudo se diseñan materiales compuestos reforzados con fibras con la finalidad de conseguir elevada resistencia y rigidez a baja densidad. Estas características se expresan mediante los parámetros resistencia específica y módulo específico, que corresponden, respectivamente, a las relaciones entre la resistencia a la tracción y el peso específico y entre el módulo de elasticidad y el peso específico. Utilizando materiales de baja densidad, tanto para la matriz como para las fibras, se fabrican compuestos reforzados con fibras que tienen resistencias y módulos específicos excepcionalmente elevados. (Alberto Moral Borque & Marar Nogueira López, 2007)

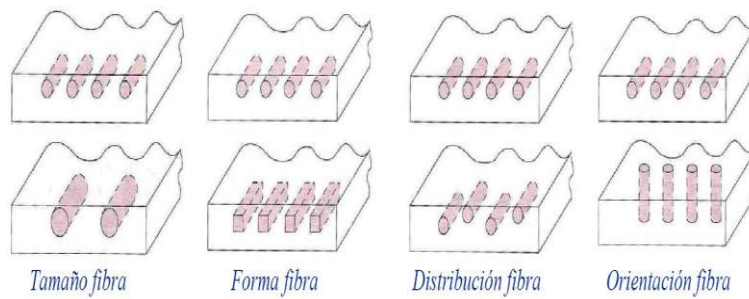


Figura 2. 10 Clasificación de los Materiales Compuestos Reforzados con Fibras
Fuente: (Alberto Moral Borque & Marar Nogueira López, 2007)

2.4.3.4 MATERIALES COMPUESTOS DE MATRIZ TERMOESTABLE.

A. MATRIZ TERMOESTABLE Y SUS PROPIEDADES.

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

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

En el caso de los termoestables que por su estructura entrecruzada, no funden y son insolubles, debido a que las uniones entre cadenas se crean por reacciones químicas

de reticulación, también denominado curado. Estas reticulaciones pueden unir muchas cadenas poliméricas en una única red tridimensional. Cuando el curado se completa, se produce un aumento del peso molecular de una forma drástica, hasta un valor prácticamente imposible de medir. Por otro lado, las propiedades térmicas como el punto de fusión y la temperatura de transición vítrea (Tg), dejan de tener sentido, ya que el polímero se degrada antes de alcanzar cualquiera de estas temperaturas. (William D.Callister Jr, 2007)

Las tensiones de contracción generadas durante el proceso de polimerización, que es una reacción exotérmica, y las tensiones térmicas provocadas por las diferencias entre el coeficiente de expansión de la matriz y el refuerzo, pueden afectar a las microtensiones propias de los materiales compuestos. Las tensiones provocadas por la contracción del polímero pueden ser suficientes para producir microfisuras en el proceso de reticulación. (M. Beltrán y A. Marcilla)

Las resinas termoestables son amorfas y difieren bastante en sus Tg y en la resistencia al ataque por disolventes. (Universidad Tecnológica de Pereira, 2012). Se puede realizar una clasificación de las matrices termoestables, en función de la temperatura de utilización.

En la siguiente tabla se representa dicha clasificación de las resinas como denominador la temperatura de utilización.

Tabla 2. 4 Clasificación de resinas termoestables en función de la temperatura de utilización

BAJAS TEMPERATURAS	Poliéster	Isoftálica Ortoftálica
MEDIAS TEMPERATURAS	Viniléster, Epoxi	
MEDIAS-ALTAS TEMPERATURAS	Fenólica	
ALTAS TEMPERATURAS	Bismaleimida, Poliimida Esteres cianato, Polieteramida	

Fuente: (Morales. G)

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

Tabla 2. 5 Clasificación de resinas termoestables en función de la temperatura de utilización

Propiedad	Poliéster Insaturado	Resina Epoxi	Matriz Resina Fenólica	Resina Viniléster	Resina Poliimida
Densidad (g/cm ³)	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 _{amb} hasta 180	T _{amb} hasta 170	150-190	T _{amb} hasta 175	≅350

Fuente: (Morales. G)

B. REFUERZO DE COMPUESTOS CON FIBRAS.

Estos son los materiales compuestos más conocidos por sus altas prestaciones mecánicas y el alto valor añadido del material final. La fase dispersa consta de fibras que es una microestructura muy anisotrópica, hilos o cilindros alrededor de 2-10 µm de diámetro y alrededor de 1 mm de longitud; desde el punto de vista de las propiedades mecánicas son aconsejables las fibras de diámetro lo menor posible. Sin embargo, por razones de coste y de seguridad se limita más o menos 1 µm de diámetro porque fibras menores (con longitudes también menores) son más caras y se pueden liberar en el mecanizado de las piezas originando partículas fibrosas en suspensión (como los asbestos) que pueden causar problemas de salud. De forma general las matrices son resinas epoxi o poliéster. Las propiedades mecánicas son generalmente anisotrópicas y varían mucho según el grado de ordenamiento de las fibras en el interior del material: ordenadas uniaxialmente, parcialmente ordenadas y desordenadas.

A continuación algunas propiedades mecánicas y precios de materiales.

Tabla 2. 6 Propiedades y precios aproximados de materiales y materiales reforzados con fibra

Material	Precio – €/kg)	ρ (g/cc)	E (GPa)	S (GPa)
Hormigón term. (Cemento, Ladrillo)	0.04 0.07	2.8	45	0.005
Acero (Acero18/8)	0.5 (5.0)	7.8	210	2.8
PVC – no plastif.	0.7	1.3	0.4	0.035
Aluminio	1.3	2.7	70.5	0.045
Vidrio E ¹	1.8	2.54	72	1.5
Latón 70/30	2.2	8.5	100	0.55
Vidrio S ²	18	2.48	82	3.0
Carbono HS ³	30	1.7	200	4-6
Kevlar 49 ⁴	30	1.5	140	3.0
UHPE ⁵	120	0.97	120	2.6
LDPE	0.7	0.92	0.2	0.001-0.0016
Carbono-UHM ⁶	300	1.85	600	2

¹Fibra de vidrio eléctrico normal. ²Fibra de vidrio de alta resistencia. ³Fibra de carbono de alta resistencia. ⁴Fibra de poliamida. ⁵Polietileno de ultra-alto peso molecular. ⁶Fibra de carbono de ultra-alto módulo

Fuente: (Ciencia de Materiales, 2004/2005)

Las resinas epoxi son ahora más comunes por las ventajas que presentan: mayor resistencia, menores modificaciones en la etapa de curado, mejor adherencia a las fibras, y se pueden utilizar a temperaturas más altas que las resinas de poliéster.

Las resinas epoxi son la base de los materiales compuestos basados en fibra de carbono o de poliamida (Ciencia de Materiales, 2004/2005).

C. REGLA DE LAS MEZCLAS EN LOS COMPUESTOS POR FIBRAS

Esta regla define algunas características de los materiales compuestos reforzados con fibras como la densidad.

$$\rho_c = f_m \rho_m + f_r \rho_r$$

Donde ρ_c es la densidad del compuesto, f_m f_r son las fracciones volumétricas cada constituyente y los subíndices m y r se refieren a la matriz y al refuerzo respectivamente.

Hay que considerar que:

$$f_m = 1 - f_r$$

2.4.4 RESISTENCIA DE MATERIALES

Los materiales sólidos reaccionan de diferente manera a diferentes cargas o fuerzas ejercidas; según la dirección o sentido de las mismas es como se definen sus resistencias (a compresión o tracción), y los efectos que provocara en dichos materiales (deformación, pandeo, etc.) Estas resistencias se pueden medir y para ello se establecen diferentes parámetros para realizarlo (Modulo de Young, Índice de Poisson).

Compresión: Se llama compresión al sentido en que es producida una fuerza con respecto a un cuerpo de un determinado material, intentando reducir su longitud. Un elemento está sometido a compresión cuando actúan sobre él dos fuerzas que posean:

- La misma dirección (sobre una misma línea)
- Sentido contrario, son convergentes; es decir, están dirigidas hacia un mismo punto.

Por ejemplo: Un pilar sobre el cuál se asientan de forma vertical diferentes elementos.

Tracción: Se llama tracción a una forma diferente de trabajo de los materiales opuesta a la compresión, y en que actúan fuerzas en direcciones contrarias que tienden a producir su alargamiento. Es el resultado de la actuación de dos fuerzas que tienen:

- la misma dirección (sobre una misma línea);
- Sentido contrario, son divergentes; es decir, están dirigidas hacia el exterior.

Por ejemplo: Los puentes colgantes, o los que son sostenidos por cables (tensores o tirantes).

Índice de Poisson: El índice de Poisson nos indica que un material isótropo (ciertas magnitudes vectoriales medibles dan resultados idénticos independientemente de la dirección escogida para la medida) cuando se estira longitudinalmente se adelgaza en las direcciones perpendiculares a la de estiramiento.

Módulo de Young: o módulo de elasticidad es un parámetro que caracteriza el

comportamiento de un material elástico, según la dirección en que se aplica una fuerza. El límite elástico es distinto para los diversos materiales. El módulo de elasticidad es una constante elástica que puede calcularse empíricamente en base al ensayo de tracción del material.

Deformación: es el cambio en el tamaño o forma de un cuerpo debido a esfuerzos internos producidos por una o más fuerzas aplicadas sobre el mismo o la ocurrencia de la dilatación térmica. (Cillia, 2009)

2.4.5 CARACTERIZACIÓN MECÁNICA

Los materiales polímeros dada la estructura característica que poseen, se comportan según sea ésta de modo similar o diferente al comportamiento conocido de otros materiales. No solamente influye en su comportamiento final la estructura química que posean, sino que también hay que tener en consideración las condiciones del procedimiento de moldeo seguido para su fabricación.

Un ensayo es una operación realizada sobre un material para determinar sus propiedades. Es el único procedimiento experimental que permite conocer las propiedades finales de un material o producto en servicio.

Las condiciones en las que se realizan los ensayos influyen de manera importante en los resultados obtenidos en los materiales polímeros. Es por esto por lo que se han redactado normas universales para determinar sus características.

Hay que diferenciar entre “caracterización “y “ensayos “en materiales polímeros. La caracterización se realiza sobre el material virgen y va dirigida fundamentalmente a determinar las características macromoleculares del material polímero - que determinan sus propiedades- tales como:

- Su estructura química
- La relación entre las cadenas macromoleculares

- El grado de cristalinidad
- El peso molecular y su polidispersidad

Los ensayos se realizan sobre el polímero aditivado, es decir el polímero ya preparado para su transformación y uso posterior y también sobre el producto final. Los ensayos miden una propiedad o varias a la vez y han de ser diseñados de tal manera que puedan realizarse lo más exactamente posible.

Mediante la realización de ensayos:

- Se determinan las propiedades, datos importantes en el momento de la selección de un material y del diseño de los productos.
- Se definen las especificaciones de un producto y condiciones de procesamiento.
- Se realiza el control de calidad. (Universidad Nacional de Educación a Distancia, 2012-2013)

2.4.5.1 ENSAYO DE TRACCIÓN

Este ensayo es de los más realizados mediante la norma D3039/D3039M-00. La probeta se alarga a lo largo de su eje principal, a velocidad constante, hasta rotura o hasta que el esfuerzo (carga) o la deformación (alargamiento) hayan alcanzado un valor determinado previamente. En el ensayo se miden la carga soportada por la probeta y el alargamiento de ésta. (Benavente, 2011)

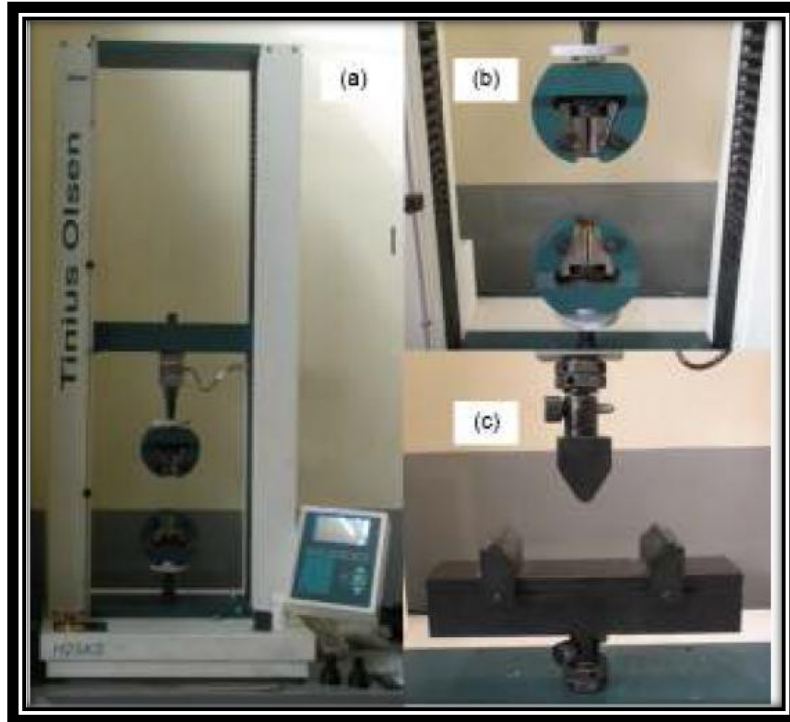


Figura 2. 11 Clasificación a) Maquina universal de ensayos Tinius Olsen “H25KS”, (b) mordazas para ensayo de traccion y (c) equipo para ensayo de flexion.

Fuente: (Paredes, 2012)

Algunos tipos de probetas son:

- Las probetas se preparan por moldeo por compresión o inyección, a no ser que se especifique de otra manera en el material.
- La superficie de la probeta debe estar libre de defectos, rebabas o imperfecciones.
- Las probetas de productos acabados se deben tomar de zonas planas o que tengan una curvatura mínima.
- Las probetas de plásticos reforzados no deberían mecanizarse para reducir su espesor, a menos que sea absolutamente necesario. Los resultados obtenidos sobre probetas con superficies mecanizadas no son comparables con los de probetas con superficies no mecanizadas.

- Se deben de ensayar un mínimo de 5 probetas
- Si se usa extensómetro se deben de marcar las probetas
- Se deben de acondicionar previamente. (Benavente, 2011)

2.4.5.2 ENSAYO DE FLEXIÓN

Los ensayos de flexión se utilizan principalmente como medida de la rigidez. Este ensayo es casi tan habitual en materiales poliméricos duros como el ensayo de tracción, y tiene las ventajas de simplificar el mecanizado de las probetas y evitar los problemas asociados al empleo de mordazas. Entre las principales limitaciones se encuentra la imposibilidad de obtener información relevante en materiales poliméricos blandos como son las espumas flexibles y los cauchos. El parámetro más importante que se obtiene de un ensayo de flexión es el módulo de elasticidad (también llamado módulo de flexión). En función del número de puntos de apoyo pueden realizarse varios tipos de ensayos de flexión: flexión en tres puntos, en cuatro puntos o incluso flexión de una viga en voladizo. (Mariano, 2011)



Figura 2. 12 .Ensayo de Flexión
Fuente: (Mariano, 2011)

Este ensayo es realizado mediante la norma D7264/D7264M-07. Este método de ensayo determina la rigidez a la flexión y propiedades de resistencia de un compuesto de matriz polimérica. Las propiedades a flexión pueden variar dependiendo de la superficie de la probeta, pues ningún laminado es perfectamente simétrico. Estas diferencias desviarán el eje neutral y los resultados se verán afectados incluso por la mínima asimetría presente en el laminado.

Las propiedades a flexión también pueden variar de acuerdo al espesor de la probeta, ambientes condicionantes o de ensayo en el que se ejecutan las pruebas, velocidad de aplicación de esfuerzo. Cuando se evalúan distintos materiales, los parámetros deben ser equivalentes para la comparación de todos los datos obtenidos. (Paredes, 2012)

2.4.5.3 ENSAYO DE IMPACTO

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

La energía absorbida en la fractura de la probeta estándar se expresa en Joule/m. El impacto es convenientemente obtenido por la caída de un péndulo. La probeta se mantiene de forma tal que sea rota por un simple vaivén. Dos tipos principales de máquinas de ensayo son usadas:

- La **Izod** en la cual una barra es fijada por un extremo como una viga en voladizo vertical y golpeada a una dada distancia encima de una especificada muesca, a través de la barra
- La **Charpy**, donde la probeta está en forma horizontal y soportada cerca de cada extremo y golpeada en el centro. (Mariano, 2011)



Figura 2. 13 .Maquina de Impacto por caída de dardo
Fuente: (Paredes, 2012)

El Ensayo de impacto mediante caída de dardo se realiza bajo las especificaciones de la norma técnica ASTM D5628-10. En la Figura 2.13 se muestra la máquina de impacto por caída de dardo. Es importante considerar que el área de impacto del dardo esté libre de fallas, para obtener resultados satisfactorios.

Con este método normalizado de ensayo se determina la energía de falla del material, en la cual se presentan fisuras al dejar caer un dardo sobre la probeta en cuestión. Se coloca la probeta en la máquina y se deja caer el dardo. Asimismo, se debe tener en cuenta que el dardo no debe golpear dos veces a la probeta, es decir, este no debe rebotar. Se retira la probeta y se examina si ha sufrido o no daño. Es importante conocer que se considera como falla al apareamiento de una fisura en la probeta. Esta debe ser detectada a simple vista, bajo condiciones de luz normal.

Además, se debe considerar que la energía de impacto será aquella necesaria para producir fallas en al menos el 50% de las probetas. Este mismo criterio se tomara para definir a la altura y el peso del impactado.

También se debe notar que la falla generalmente ocurre en el lado opuesto al golpe de impacto, por lo que es necesario después de cada impacto revisar esta superficie.(Guerrero, Davila, Gales, Pontón, & N Rosas, 2011)

2.4.6 PROPIEDADES MECÁNICAS

2.4.6.1 ESFUERZO A TRACCIÓN

A. RESISTENCIA A LA TRACCIÓN

La resistencia a la tracción o tenacidad es el máximo esfuerzo que un material puede resistir antes de su rotura por estiramiento desde ambos extremos con temperatura, humedad y velocidad especificadas.

Para la resistencia a la tracción, el esfuerzo es la relación de la carga sobre el área de la sección transversal inicial y se expresa comúnmente en Pa (pascales). La extensión o aumento en longitud se expresa en porcentaje del largo inicial. (Mariano, 2011)

$$\sigma = \frac{\text{Fuerza Perpendicular al área transversal del elemento}}{\text{Área transversal del elemento}} = (+) \frac{T}{A_T}$$

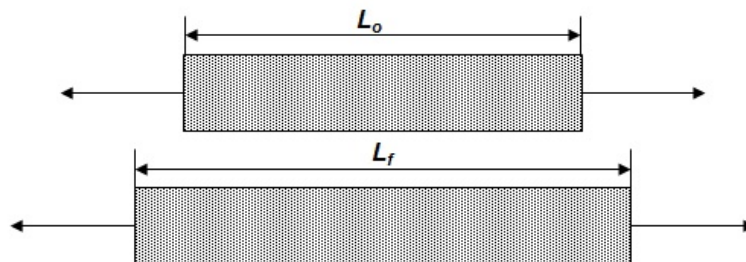


Figura 2. 14 Esfuerzo sometido a tensión
Fuente: (Universidad Tecnológica de Pereira, 2012)

B. MÓDULO DE ELASTICIDAD

El módulo de elasticidad es la razón de esfuerzo a deformación o esfuerzo por unidad de deformación medido dentro de los límites de la deformación reversible. La medida en las tablas es el módulo de Young, que es la relación entre tensión (esfuerzo) y extensión (deformación)

$$Y = \frac{FL}{al^2}$$

Donde el esfuerzo es representado por la fuerza **F** por unidad de área sobre la sección inicial **a** y el esfuerzo medido como la extensión **l** producida al largo inicial **L**. El módulo de Young tiene las dimensiones de: esfuerzo (Pa) / deformación (m/m). En la práctica materiales que muestran apreciable reversibilidad generalmente rompen a poca extensión. Para materiales que muestran fluencia plástica este módulo se puede aplicar solamente en la porción inicial de la curva.

El valor del módulo de Young indica la resistencia de un material a una extensión longitudinal reversible y es un parámetro útil para predecir hasta qué punto se estirará una pieza bajo una carga determinada.

2.4.6.2 ESFUERZO DE FLEXIÓN

En la flexión obran fuerzas perpendiculares al eje recto de la barra o viga, el plano de carga corta a las secciones transversales en la flexión simple, según un eje principal. El esfuerzo máximo que dicho material puede alcanzar a flexión, está bajo la relación:

$$\sigma_{\max f} = \frac{3PL}{2bh^2}$$

Dónde:

$\sigma_{\max f}$ = esfuerzo máximo producido en la superficie exterior (Mpa).

P = fuerza aplicada (N).

L = longitud entre apoyos (mm).

b = ancho de la probeta (mm).

h = espesor de la probeta (mm). (Paredes, 2012)

A. MÓDULO DE FLEXIÓN

El módulo de elasticidad a la flexión o modulo en flexión, se calcula en la región elástica de la curva esfuerzo vs deflexión, y bajo la siguiente relación.

$$E_f = \frac{L^3 P}{4bh^3 \delta}$$

Dónde:

E_f = Módulo de Flexión

P = fuerza aplicada (N).

L = longitud entre apoyos (mm).

b = ancho de la probeta (mm).

h = espesor de la probeta (mm).

δ = deflexión de la probeta al aplicarse una fuerza (mm) (Paredes, 2012)

2.4.6.3 RESISTENCIA AL IMPACTO

La Resistencia al impacto es una medida de la energía necesaria para romper una muestra; no es una medida del esfuerzo necesario para romper el material. El término Tenacidad se emplea habitualmente para representar la resistencia al impacto de un material. Calculamos mediante la siguiente fórmula:

$$MEF = hwf$$

Dónde:

MEF= Energía de Impacto

h = Altura

w = Masa

f = factor de conversión para Joules

2.5 HIPÓTESIS

Las posibles configuraciones de los materiales compuestos sintéticos estratificados de matriz resina epoxi mejorarán las propiedades mecánicas del fuselaje en los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE).

2.6 SEÑALAMIENTO DE VARIABLES DE LA HIPÓTESIS

2.6.1 VARIABLE DEPENDIENTE:

Propiedades Mecánicas del Fuselaje para los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV).

2.6.2 VARIABLE INDEPENDIENTE:

Estudio de la Configuración Estructural de los Materiales Compuestos Sintéticos.

2.6.3 TERMINO DE RELACIÓN:

Mejorará

CAPÍTULO III

METODOLOGÍA

3.1 ENFOQUE INVESTIGATIVO

El trabajo investigativo de las propiedades mecánicas del fuselaje tuvo un enfoque cuantitativo puesto que busco la explicación a los hechos reales haciendo énfasis en los resultados comparativos de los ensayos y tomando de referencia las normas técnicas a manejar.

3.2 MODALIDAD BÁSICA DE LA INVESTIGACIÓN

En el siguiente estudio se utilizó las modalidades bibliográfica y experimental.

3.2.1 BIBLIOGRÁFICA

La Fundamentación Teórica de las variables, se la ejecutó a través de fuentes como por ejemplo, libros, tesis, artículos técnicos de internet para su desarrollo.

3.2.2 EXPERIMENTAL

El trabajo abarcó una investigación experimental ya que en los primeros ensayos se puso a prueba la resistencia mecánica de los materiales, que con los datos obtenidos se estableció un parámetro de construcción del fuselaje en los vehículos aéreos no tripulados (UAV).

3.2.3 APLICADA

El trabajo se realizó en base a los conocimientos aprendidos durante la formación académica en la universidad, aplicando específicamente la teoría relacionada con ciencia de materiales y control de calidad, también todo lo relacionado con la investigación y realizando la vinculación de la teoría con la práctica.

3.2.4 DE CAMPO

La Investigación fue de campo porque se acudió a los Laboratorios de Materiales de la Facultad de Ingeniería Mecánica de la Escuela Politécnica Nacional y de la Universidad Técnica de Ambato para determinar las propiedades mecánicas y de esta manera se logró proponer una solución al deficiente laminado del fuselaje de los vehículos aéreos no tripulados (UAV).

3.3 NIVEL O TIPO DE INVESTIGACIÓN.

3.3.1 EXPLORATORIO.

El nivel fue exploratorio ya que el presente estudio se encarga de investigar la configuración de los materiales compuestos sintéticos y su influencia en las propiedades mecánicas del fuselaje, el cual ha sido poco estudiado en el Centro de Investigación.

3.3.2 DESCRIPTIVA.

Constituye muy fundamental debido a que permitió la descripción total y detallada del fenómeno de estudio, midió variables o conceptos con el fin de especificar las propiedades importantes del tema de análisis además hizo énfasis en el estudio independiente de cada característica, fue necesario integrar las mediciones de dos o más características con el fin de determinar cómo fue o como se manifestó el fenómeno.

3.3.3 EXPLICATIVO.

Resulta vital ya que se trata de un problema que dio lugar que la teoría se correlacione con la práctica, y por lo tanto se verificó todos aquellos datos obtenidos por medio de cálculos matemáticos.

3.4 POBLACIÓN Y MUESTRA.

3.4.1 POBLACIÓN

Para la Población se tomó en cuenta probetas que, según las normas ASTM dictan y rigen para los diferentes ensayos.

Así, se propuso probetas a los diferentes Materiales Compuestos, sin cambiar su matriz resina epoxi, como los son:

- Probetas de Fibra de Carbono (mayor cantidad) y Aramida
- Probetas de Fibra de Aramida (mayor cantidad) y Carbono
- Probetas de Fibra de Carbono y Aramida, variando el Volumen de la matriz

3.4.2 MUESTRA

Probetas con un mínimo de cinco por tipo de ensayo, bajo lo establecido en las Normas correspondientes (Tracción ASTM D3039-00, Flexión ASTM D7264-07 e Impacto ASTM D5628-10) y se consideró dos más por datos anómalos.

NÚMERO DE CAPAS PARA LOS TIPOS DE FUSELAJES								
RESINA EPOXI (RE) + FIBRA DE CARBONO, FIBRA DE VIDRIO Y KEVLAR								
ESTRUCTURA	# CAPAS (FC)	# CAPAS (FV)	# CAPAS (K)	HNCB (H)	# PROBE TAS	ENSAYO	NORMA	DIMENSIONES (mm)
LATERAL	2	0	2	0	5	TRACCION	ASTM-D 3039	25x250xe
	2	0	2	0	5	FLEXION	ASTM-D 5628	13x160xe
	2	0	2	0	5	IMPACTO	ASTM-D 7264	58x58xe
	0	2	3	0	5	TRACCION	ASTM-D 3039	25x250xe
	0	2	3	0	5	FLEXION	ASTM-D 5628	13x160xe
	0	2	3	0	5	IMPACTO	ASTM-D 7264	58x58xe
PISO	2	0	2	1	5	TRACCION	ASTM-D 3039	25x250xe
	2	0	2	1	5	FLEXION	ASTM-D 5628	13x160xe
	2	0	2	1	5	IMPACTO	ASTM-D 7264	58x58xe
	0	2	3	1	5	TRACCION	ASTM-D 3039	25x250xe
	0	2	3	1	5	FLEXION	ASTM-D 5628	13x160xe
	0	2	3	1	5	IMPACTO	ASTM-D 7264	58x58xe
*e (El espesor esta en funcion del número de capas del refuerzo FC, FV,K, H)								

Tabla 3. 1 Número de capas y Ensayos a realizar
 Elaborado por: El Investigador

3.5 OPERACIONALIZACIÓN DE VARIABLES

3.5.1 VARIABLE INDEPENDIENTE:

CONFIGURACIÓN DE LOS MATERIALES COMPUESTOS SINTÉTICOS.

CONCEPTO	CATEGORÍAS	INDICADORES	ITEMS	TÉCNICAS E INSTRUMENTOS
Un Material Compuesto Sintético es un sistema integrado por una mezcla o combinación de dos o más micro o macro constituyentes que difieren en forma y composición química y que son esencialmente insolubles entre sí.	Materiales Compuestos	Materiales Orientación de la Fibra Cantidad Volumétrica Combinaciones	Fibra de Carbono Fibra de Aramida Fibra de Vidrio Honeycomb 0°, 45°. (70 M – 30 R)% (75 M – 25 R)% (60 M – 40 R)% (2 C + 1 KV) (1 C + 2 KV) (1 C + 1 KV)	Observación Directa, Observación, Fichas de datos, Bibliográfica, Normas ASTM D

Tabla 3. 2 Operacionalización de la variable dependiente
Elaborado por: El Investigador

3.5.2 VARIABLE DEPENDIENTE:

PROPIEDADES MECANICAS DEL FUSELAJE

47

CONCEPTO	CATEGORÍA	INDICADOR	ITEMS	TÉCNICAS E INSTRUMENTOS
Propiedades mecánicas. Comportamiento mecánico de un material frente a la aplicación de fuerzas o cargas, que son evaluadas mediante ensayos específicos bajo normas y especificaciones técnicas de los Equipos.	Tracción	Resistencia a la Tracción	(50-90) Mpa	Observación directa: Formatos o fichas para toma de datos de Ensayos.
	Flexión	Esfuerzo de flexión	(110 – 180) Mpa	Observación directa: Formatos o fichas para toma de datos de Ensayos.
	Impacto	Resistencia al Impacto.	Energía de Impacto. (1.5 – 3.0) (E=hwf) [J]	Observación directa: Formatos o fichas para toma de datos de Ensayos.

Tabla 3. 3 Operacionalización de la variable independiente
Elaborado por: El Investigador

3.6 RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN

PREGUNTAS BÁSICAS	EXPLICACIÓN
¿Para qué?	Para alcanzar los objetivos de la investigación.
¿De qué personas u objetos?	Probetas para el Análisis de los ensayos destructivos.
¿Sobre qué aspectos?	Operacionalización de las variables
¿Quién?	Investigador: Jácome Andrés
¿Cuándo?	En 6 meses a partir de la aprobación.
¿Dónde?	Ciudad Ambato
¿Cuántas veces?	Lo que dictan las normas
¿Qué técnicas de recolección?	Observación, Entrevista
¿Con qué?	Cuestionarios

Tabla 3. 4Plan de recolección de información
Elaborado por: El Investigador

3.7 PROCESAMIENTO Y ANÁLISIS

- Revisión crítica de la información solicitada, limpieza de información defectuosa, contradictoria, incompleta, no permitente, etc.
- Repetición de la recolección para corregir fallas de discusión.
- Tabulación o cuadros según variables de la hipótesis.

El Análisis de los resultados se realizó destacando tendencias relacionadas fundamentalmente con los objetivos e hipótesis, por ejemplo la interpretación de los resultados porcentual, gráficos y estadísticamente con apoyo del marco teórico, en el aspecto pertinente y la redacción o establecimiento de conclusiones y recomendaciones.

CAPÍTULO IV

ANÁLISIS E INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS

4.1 ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS.

4.1.1 PROCESO PROPUESTO PARA EL ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS.

En el presente estudio se ha considerado el siguiente proceso para el desarrollo y análisis de resultados del material compuesto estratificado de Matriz Resina Epoxi (RE), reforzada con Fibra de Carbono (FC), Fibra de Aramida o Kevlar (K), Fibra de Vidrio (FV) y Honeycomb Structure (H) y su incidencia en las Propiedades Mecánicas de interés.

1. ENSAYOS PRELIMINARES DEL COMPUESTO ACTUAL (FIBRA DE CARBONO + FIBRA DE ARAMIDA + HONEYCOMB STRUCTURE + RESINA EPOXI) ; (FIBRA DE VIDRIO + FIBRA DE ARAMIDA + HONEYCOMB STRUCTURE + RESINA EPOXI)

Actualmente en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) desarrolla dos tipos de Fuselajes. Compuestos de:

- I.** (Fibra de Carbono + Fibra de Aramida + Honeycomb Structure + Resina Epoxi) PARA EL PISO. (Fibra de Carbono + Fibra de Aramida + Resina Epoxi) PARA LOS LATERALES.

**II. (Fibra de Vidrio + Fibra de Aramida + Honeycomb Structure + Resina Epoxi)
PARA EL PISO. (Fibra de Vidrio + Fibra de Aramida + Resina Epoxi) PARA
LOS LATERALES**

Se tomaron muestras de los materiales compuestos actuales I y II, con los que están hechos los fuselajes de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV), para determinar las propiedades físicas y mecánicas.

- 1.1 Determinar Propiedades Físicas: Espesor, Volumen, Peso, Densidad.
- 1.2 Determinar Propiedades Mecánicas: Flexión, Tracción, Impacto.
- 1.3 Características de Resina Epoxi utilizada (Ficha Técnica).
- 1.4 Características de Fibra de Carbono Utilizada (Ficha Técnica).
- 1.5 Características de Fibra de Aramida o Kevlar Utilizada (Ficha Técnica).
- 1.6 Características de Fibra de Vidrio Utilizada (Ficha Técnica).
- 1.7 Características del Honeycomb Structure (Ficha Técnica).
- 1.8 Determinación de la Fracción Volumétrica utilizada en las diferentes configuraciones del fuselaje.

**2. PROPIEDADES, CONFIGURACIÓN Y FRACCIONES
VOLUMÉTRICAS DEL COMPUESTO EN ESTUDIO.**

- 2.1 Determinación de Densidad de Resina Epoxi a utilizar.

- 2.2 Determinación de Densidad de Fibra de Carbono a utilizar.
- 2.3 Determinación de Densidad de Fibra de Aramida o Kevlar a utilizar.
- 2.4 Determinación de Densidad de Fibra de Vidrio a utilizar.
- 2.5 Determinación de Densidad del Honeycomb Structure a utilizar.
- 2.6 Propuesta de configuración del refuerzo compuesto.
- 2.7 Propuesta de Fracciones Volumétricas de refuerzo (FC+K+H) (FV+K+H) y de matriz (RE) a utilizar en el material compuesto para los primeros ensayos a Flexión.

3. ENSAYOS DEL MATERIAL COMPUESTO EN ESTUDIO.

- 3.1 Caracterización Mecánica respecto a los Ensayos de Flexión.
- 3.2 Tabulación y Análisis del mejor material compuesto sujeto a Flexión respecto a las propuestas de Fracciones Volumétricas.
- 3.3 Caracterización Mecánica de los compuestos resultantes (Ensayos a Tracción e Impacto).
- 3.4 (Tabulación y Análisis) del mejor material compuesto sujeto a Tracción e Impacto.
- 3.5 Determinación (Tabulación y Análisis) del mejor material compuesto.

4.1.2 DETERMINACIÓN DE PROPIEDADES FÍSICAS.

Mediante solicitud aceptada por el Centro de Investigación y Desarrollo (CIDFAE) se obtuvo una muestra rectangular de 270mm x 280mm del material compuesto con las

características físicas, químicas y de manufactura encargados los aerotécnicos del CIDFAE, con las que actualmente ellas fabrican los fuselajes de los UAV.

De estas muestras se obtuvieron probetas para la realización de los ensayos referenciales de propiedades mecánicas, las mismas que fueron aprovechadas para la determinación de sus propiedades físicas, bajo el dimensionamiento de las normas correspondientes como se detalla a continuación en la tabla 4.1

Tabla 4. 1 Obtención de Probetas de Muestras (270x280) mm.

DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES FÍSICAS Y MECÁNICAS DEL FUSELAJE								
RESINA EPOXI (RE) + FIBRA DE CARBONO, FIBRA DE VIDRIO Y KEVLAR								
ESTRUCTURA	# CAPAS (FC)	# CAPAS (FV)	# CAPAS (K)	HNCB (H)	# PROBE TAS	ENSAYO	NORMA	DIMENSIONES (mm)
LATERAL	2	0	2	0	5	TRACCION	ASTM-D 3039	25x250xe
	2	0	2	0	5	FLEXION	ASTM-D 5628	13x160xe
	2	0	2	0	5	IMPACTO	ASTM-D 7264	58x58xe
	0	2	3	0	5	TRACCION	ASTM-D 3039	25x250xe
	0	2	3	0	5	FLEXION	ASTM-D 5628	13x160xe
	0	2	3	0	5	IMPACTO	ASTM-D 7264	58x58xe
PISO	2	0	2	1	5	TRACCION	ASTM-D 3039	25x250xe
	2	0	2	1	5	FLEXION	ASTM-D 5628	13x160xe
	2	0	2	1	5	IMPACTO	ASTM-D 7264	58x58xe
	0	2	3	1	5	TRACCION	ASTM-D 3039	25x250xe
	0	2	3	1	5	FLEXION	ASTM-D 5628	13x160xe
	0	2	3	1	5	IMPACTO	ASTM-D 7264	58x58xe

*e (El espesor esta en funcion del número de capas del refuerzo FC, FV,K, H)

Elaborado por: El Investigador



Probetas Referenciales para ensayos a Tracción (25x250xe) mm



Probetas Referenciales para ensayos a Flexión (13x160xe) mm



Probetas Referenciales de ensayos a Impacto (58x58xe) mm

Figura 4. 1 Probetas Referenciales según norma y dimensiones de la Tabla 4.1
Elaborado por: El Investigador

Las propiedades físicas a determinar fueron realizadas individualmente entre las cuales están el peso, volumen y densidad, siguiendo algunos métodos experimentales como:

Peso y Volumen. Por el proceso de obtención mediante curado al vacío de las probetas y por el tipo de estratificación manual utilizado por los técnicos del CIDFAE, conlleva a obtener pequeñas diferencias dimensionales entre las cinco probetas que se obtuvieron para cada ensayo, por lo que habrán variaciones de ancho

y largo que influenciara directamente en la determinación del peso y volumen de las mismas.

Además de tener espesores no constantes en la superficie de las mismas por el proceso de estratificación manual.

Para la determinación del peso de cada probeta se ha utilizado una balanza digital, de marca BOECO, de procedencia Alemana y con una capacidad maxima de 6100 gramos y una tolerancia de $\pm 0,1$ gramos.



Figura 4. 2 Balanza BOECO y Calibrador STANLEY
Elaborado por: El Investigador

Para la determinación de las dimensiones de ancho se utilizó un calibrador pie de rey digital, de marca STANLEY mientras que para el largo un flexo metro de marca STANLEY, de unidades en mm y 5m de longitud.

Espesor. La determinación del espesor se lo hizo con el calibrador pie de rey antes descrito, considerando que el espesor del material compuesto (I, II, III, IV) no está apegado a la normativa de los ensayos detallados en la Tabla 4.1; ya que el espesor está en función del número de capas del refuerzo actual, que varían según el tipo de fuselaje y su aplicación. Como esta detallado a continuación:

- **Fuselaje de Carbono:**

- **Laterales.** 2 Capas de Carbono y 2 Capas de Kevlar. Con su denominación para cada ensayo como: Tracción Lateral Carbono (TLC), Flexión Lateral Carbono (FLC), Impacto Lateral Carbono (ILC)
- **Piso.** 2 Capas de Carbono, 1 Capa de Honeycomb Structure y 2 Capas de Kevlar. Con su denominación para cada ensayo como: Tracción Piso Carbono (TPC), Flexión Piso Carbono (FPC), Impacto Piso Carbono (IPC)

- **Fuselaje de Vidrio:**

- **Laterales.** 2 Capas de Vidrio y 3 Capas de Kevlar. Con su denominación para cada ensayo como: Tracción Lateral Vidrio (TLV), Flexión Lateral Vidrio (FLV), Impacto Lateral Vidrio (ILV)
- **Piso.** 2 Capas de Carbono, 1 Capa de Honeycomb Structure y 3 Capas de Kevlar. Con su denominación para cada ensayo como: Tracción Piso Vidrio (TPV), Flexión Piso Vidrio (FPV), Impacto Piso Vidrio (IPV)

Tabla 4. 2 Propiedades Físicas del Compuesto Actual del Fuselaje

ESTRUCTURA	COMPUESTO	ENSAYO	CÓDIGO	PESO (gr)	ESPESOR (mm)	ANCHO (mm)	LARGO (mm)	VOLUMEN (cm3)	DENSIDAD (gr/cm3)
LATERAL	RE+FV+K	T R A C I ÓN	TLV-01	7,90	1,25	26,01	252,00	8,19	0,96
			TLV-02	7,90	1,43	25,15	251,00	9,03	0,88
			TLV-03	7,70	1,32	25,39	250,00	8,38	0,92
			TLV-04	8,10	1,25	26,20	252,00	8,25	0,98
			TLV-05	7,90	1,31	26,04	250,00	8,53	0,93
	RE+FC+K		TLC-01	6,40	1,16	26,84	251,00	7,81	0,82
			TLC-02	6,40	1,08	25,82	250,00	6,97	0,92
			TLC-03	6,40	0,86	26,46	250,00	5,69	1,12
			TLC-04	6,40	0,88	25,36	250,00	5,58	1,15
			TLC-05	6,40	0,90	25,37	250,00	5,71	1,12
PISO	RE+FV+K+H	TPV-01	12,80	7,45	26,19	252,00	49,17	0,26	
		TPV-02	12,90	7,45	25,14	252,00	47,20	0,27	
		TPV-03	12,80	7,45	26,35	251,00	49,27	0,26	
		TPV-04	12,30	7,42	25,92	252,00	48,47	0,25	
		TPV-05	12,60	7,41	26,08	253,00	48,89	0,26	
	RE+FC+K+H	TPC-01	10,80	7,23	25,87	250,00	46,76	0,23	
		TPC-02	10,70	7,56	26,25	250,00	49,61	0,22	
		TPC-03	10,70	7,26	25,74	250,00	46,72	0,23	
		TPC-04	10,70	7,22	26,24	250,00	47,36	0,23	
		TPC-05	10,30	7,24	25,56	250,00	46,26	0,22	

ESTRUCTURA	COMPUESTO	ENSAYO	CÓDIGO	PESO (gr)	ESPESOR (mm)	ANCHO (mm)	LARGO (mm)	VOLUMEN (cm3)	DENSIDAD (gr/cm3)
LATERAL	RE+FV+K	F L E X I ÓN	FLV-01	2,8	1,18	13,64	159,00	2,56	1,09
			FLV-02	2,7	1,11	13,34	160,00	2,37	1,14
			FLV-03	2,9	1,30	13,91	159,00	2,88	1,01
			FLV-04	2,8	1,29	13,42	159,00	2,75	1,02
			FLV-05	2,8	1,30	13,89	160,00	2,89	0,97
	RE+FC+K		FLC-01	2,4	1,09	14,15	160,00	2,47	0,97
			FLC-02	2,3	1,24	13,58	160,00	2,69	0,85
			FLC-03	2,4	1,16	13,59	160,00	2,52	0,95
			FLC-04	2,5	1,06	14,72	160,00	2,50	1,00
			FLC-05	2,3	1,07	13,50	160,00	2,31	1,00
PISO	RE+FV+K+H	FPV-01	4,6	13,35	13,34	159,00	28,32	0,16	
		FPV-02	4,6	13,54	13,75	159,00	29,60	0,16	
		FPV-03	4,8	13,50	13,23	160,00	28,58	0,17	
		FPV-04	4,7	13,40	13,53	161,00	29,19	0,16	
		FPV-05	4,6	13,68	13,75	160,00	30,10	0,15	
	RE+FC+K+H	FPC-01	4,7	13,44	13,29	160,00	28,58	0,16	
		FPC-02	4,6	13,72	13,72	161,00	30,31	0,15	
		FPC-03	4,2	13,33	13,20	160,00	28,15	0,15	
		FPC-04	4,5	13,48	13,68	160,00	29,51	0,15	
		FPC-05	4,8	13,76	13,78	161,00	30,53	0,16	

ESTRUCTURA	COMPUESTO	ENSAYO	CÓDIGO	PESO (gr)	ESPESOR (mm)	ANCHO (mm)	LARGO (mm)	VOLUMEN (cm3)	DENSIDAD (gr/cm3)
LATERAL	RE+FV+K	I M P A C T O	ILV-01	4,50	1,17	59,03	59,35	4,10	1,10
			ILV-02	4,40	1,11	58,84	58,38	3,81	1,15
			ILV-03	4,40	1,21	58,71	58,90	4,18	1,05
			ILV-04	4,30	1,02	58,24	58,27	3,46	1,24
			ILV-05	4,40	1,15	58,40	59,35	3,99	1,10
	RE+FC+K		ILC-01	3,70	1,12	58,42	58,91	3,85	0,96
			ILC-02	3,70	1,14	57,91	58,13	3,84	0,96
			ILC-03	3,70	1,19	58,28	58,40	4,05	0,91
			ILC-04	3,60	1,17	58,96	58,52	4,04	0,89
			ILC-05	3,60	1,07	58,36	58,89	3,68	0,98
PISO	RE+FV+K+H	IPV-01	7,40	7,52	58,81	59,44	26,29	0,28	
		IPV-02	7,00	7,61	59,31	59,12	26,68	0,26	
		IPV-03	7,40	7,54	59,43	58,57	26,25	0,28	
		IPV-04	7,30	7,49	58,95	58,60	25,87	0,28	
		IPV-05	7,20	7,47	59,14	58,65	25,91	0,28	
	RE+FC+K+H	IPC-01	7,60	7,34	59,39	58,63	25,56	0,30	
		IPC-02	7,20	7,47	58,44	59,45	25,95	0,28	
		IPC-03	6,30	7,59	58,04	58,26	25,66	0,25	
		IPC-04	7,90	7,46	58,64	58,67	25,67	0,31	
		IPC-05	8,10	7,47	59,30	58,54	25,93	0,31	

Elaborado por: El Investigador

Densidad. La densidad fue calculada por el método de densidad por gravimetría; el cual consiste en un vaso de precipitación de capacidad de 250 ml o cc, al cual se lo lleno de agua a temperatura ambiente (18 – 20) °C hasta 70 ml, tomando una muestra de (100x25) mm donde se observó un incremento de volumen promedio aproximado es de 2 ml, considerando su masa promedio de 4,3gr determinado en la balanza digital de marca BOECO y mediante la fórmula de determinación de:

$$Densidad = masa \div Volumen (\rho = m \div V)$$

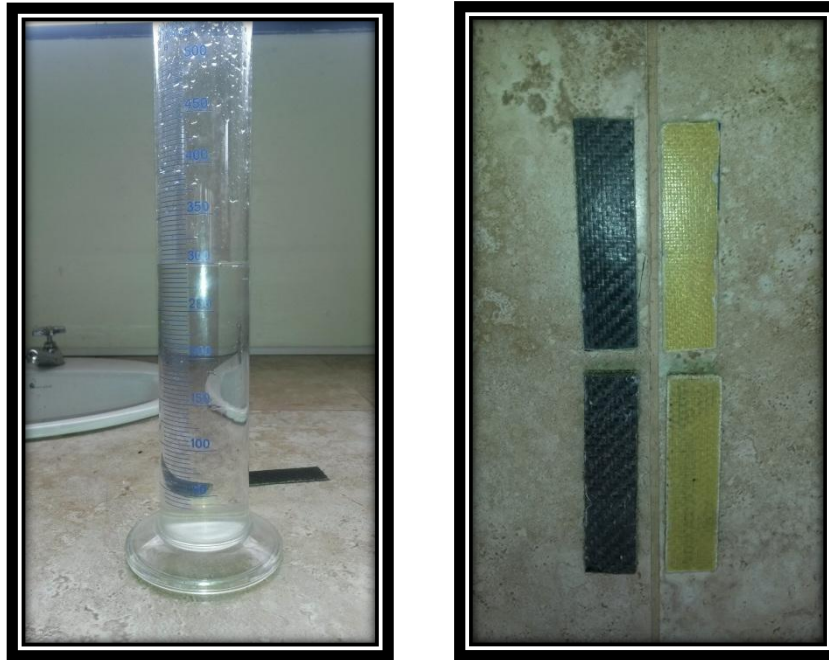


Figura 4. 3 Determinación de la Densidad en los tipos de compuestos método experimental.
Elaborado por: El Investigador

4.1.3 DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES MECÁNICAS

Se obtuvieron muestras del Fuselaje en cuestión ya sea en Fibra de Vidrio o Fibra de Carbono como principal material de refuerzo, aporte esencial para esta investigación y bajo la orientación de los técnicos del CIDFAE, se procedió a los ensayos destructivos con la finalidad de obtener las propiedades mecánicas con que el Fuselaje cuenta al momento, teniendo en cuenta lo siguiente:

Tabla 4. 3 Especificaciones Técnicas para el Ensayo a Tracción

CARACTERÍSTICA	DETALLE	OBSERVACIÓN
Dimensionamiento de Probeta (mm)	250x25xespesor	
Componente de Matriz	Resina Epoxi	
Componente de Refuerzo	Fibra de Carbono Fibra de Vidrio Kevlar Honeycomb	
Tipo de Estratificación	Manual	

Tiempo de Curado antes del Ensayo	60 días	
Norma a Utilizar	ASTM D3039-00	En f(e)= 4,26
Equipo de Ensayo	Maquina Universal de ensayos Serie L Tinius Olsen, tipo A	
Velocidad de Ensayo	2mm/min	

Elaborado por: El Investigador

Con estas consideraciones, se procedió al ensayo de tracción donde se determinó y evaluó el esfuerzo máximo a tracción (σ_{max}) para las diferentes configuraciones y teniendo como resultados:



Figura 4. 4Maquina Universal de ensayos Serie L Tinius Olsen tipo A
Elaborado por: El Investigador

4.1.3.1 ESFUERZO MÁXIMO A TRACCIÓN

Se obtuvieron cinco probetas simulando el Fuselaje de los UAV's para cada diferente estructura como ya se expuso anteriormente I y II y tomando como base para su geometría la Norma ASTM D3039-00 (Tabla 4.2), con lo cual se sometieron a una carga axial constante de 60 kN por celda, a lo largo de cada probeta en la maquina Universal de ensayos Tinius Olsen, luego de un tiempo determinado y a una velocidad de carga determinada se espera la ruptura obteniendo el fallo o fractura de la probeta, con lo cual se obtiene una carga máxima y con el área transversal de la misma se tiene el esfuerzo máximo a tracción, con la siguiente ecuación:

$$\sigma_{max} = \frac{F}{A}$$

Dónde:

σ_{max} = Esfuerzo Máximo (MPa).

F = Carga Máxima o Fuerza necesaria para producir la Rotura (N).

A = Área de la sección transversal de la probeta (mm²).

La tabulación de datos después de los ensayos de las cinco probetas por cada caso simulando los diferentes procesos en los que está estructurado el Fuselaje.

Obteniendo los siguientes resultados:

Tabla 4. 4 Ensayos Mecánicos a Tracción

ENSAYOS MECÁNICOS						
RESISTENCIA A LA TRACCIÓN						
CODIGO	ULTIMATE (N)	ULTIMATE (Kgf)	ULTIMATE (Mpa)	PROMEDIO Gmax	AREA (mm2)	AREA (m2)
TLV-01	11380,0	1160,4	350,0		32,5	0,000033
TLV-02	10560,0	1076,8	293,6		36,0	0,000036
TLV-03	13607,7	1387,6	406,0		33,5	0,000034
TLV-04	8272,9	843,6	252,6		32,8	0,000033
TLV-05	X	X	X	325,6	X	X
TLC-01	10848,1	1106,2	348,4		31,1	0,000031
TLC-02	10940,3	1115,6	392,3		27,9	0,000028
TLC-03	10520,6	1072,8	462,3		22,8	0,000023
TLC-04	X	X	X		X	X

TLC-05	10857,9	1107,2	475,5	419,7	22,8	0,000023
TPV-01	4750,0	484,4	24,3		195,1	0,000195
TPV-02	9700,0	989,1	51,8		187,3	0,000187
TPV-03	5956,6	607,4	30,3		196,3	0,000196
TPV-04	11724,8	1195,6	61,0		192,3	0,000192
TPV-05	8250,3	841,3	42,7	42,0	193,3	0,000193
TPC-01	2695,8	274,9	14,4		187,0	0,000187
TPC-02	8868,2	904,3	44,7		198,5	0,000198
TPC-03	10791,2	1100,4	57,7		186,9	0,000187
TPC-04	8870,2	904,5	46,8		189,5	0,000189
TPC-05	5937,9	605,5	32,1	39,2	185,1	0,000185

Elaborado por: El Investigador

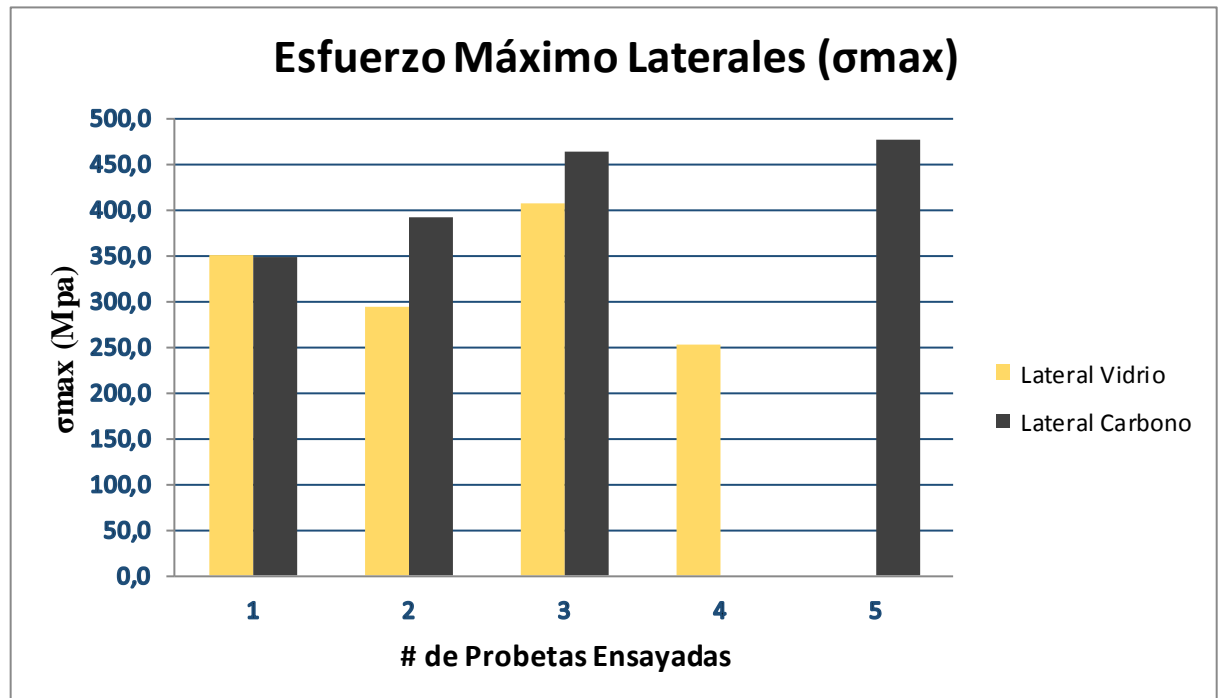


Figura 4. 5 Esfuerzo Máximo a Tracción simulando Laterales del Fuselaje
Elaborado por: El Investigador

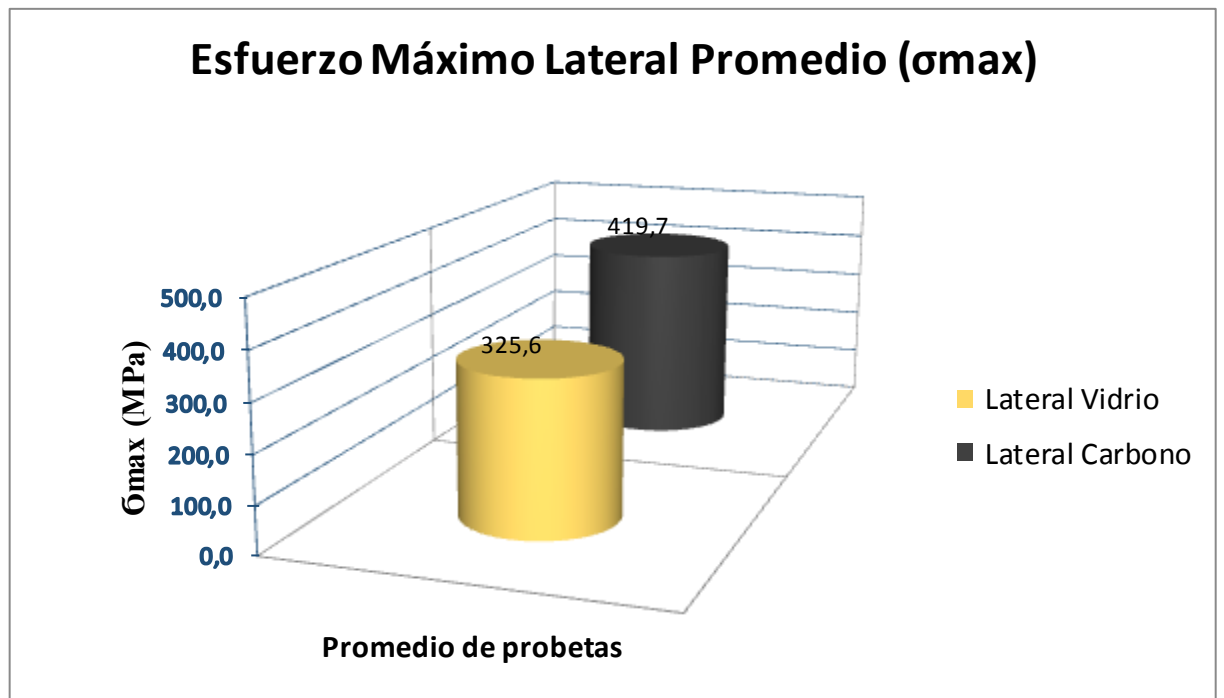


Figura 4. 6 Esfuerzo Máximo a Tracción Promedio
Elaborado por: El Investigador

De estas gráficas 4.5 y 4.6 presentadas se puede determinar que el esfuerzo máximo promedio a tracción de los fuselajes (Vidrio y Carbono) para los laterales en los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV's) que se producen actualmente en el CIDFAE, respecto a los materiales:

- Resina Epoxi + 2 Capas de Carbono y 2 Capas de Kevlar.
- Resina Epoxi + 2 Capas de Vidrio y 3 Capas de Kevlar.

Y estratificación manual utilizada, provocan un esfuerzo máximo promedio son:

- Para los laterales de Vidrio (TLV) 325.6 Mpa.
- Para los laterales de Carbono (TLC) 419.7 Mpa.

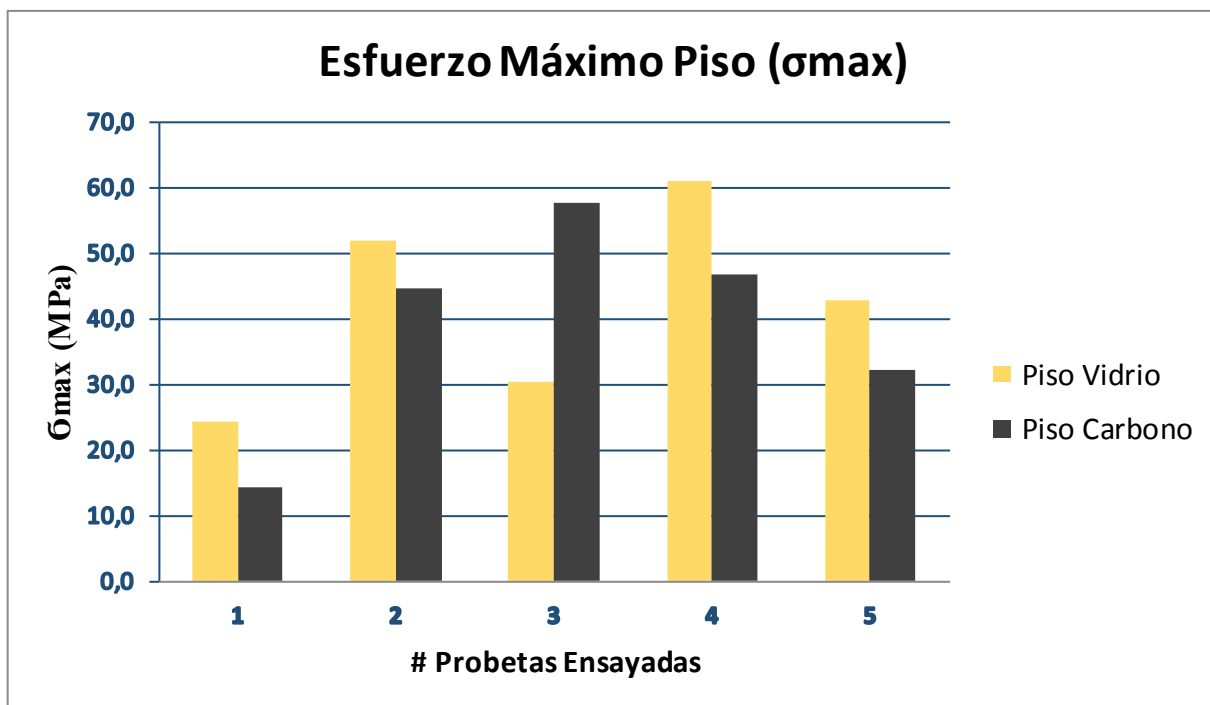


Figura 4. 7 Esfuerzo Máximo a Tracción simulando el Piso del Fuselaje
Elaborado por: El Investigador

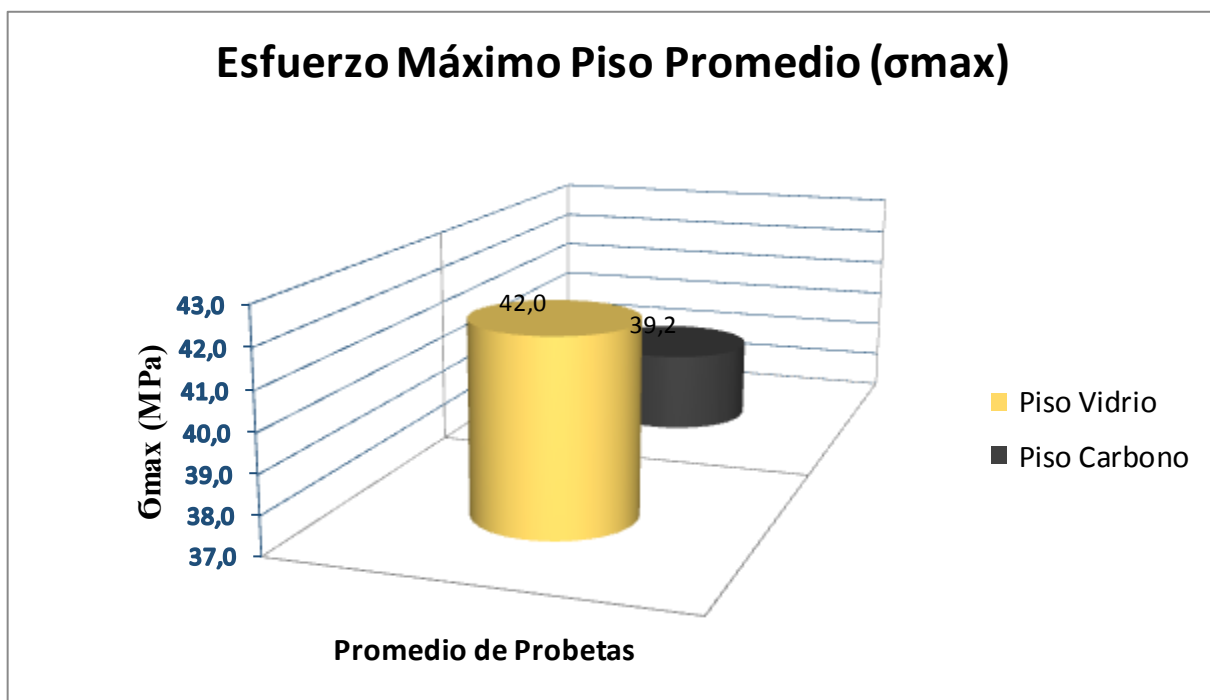


Figura 4. 8 Esfuerzo Máximo a Tracción Promedio
Elaborado por: El Investigador

De las gráficas 4.7 y 4.8 presentadas se puede determinar que el esfuerzo máximo promedio a tracción de los fuselajes (Vidrio y Carbono) para el piso en los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV's) que producen actualmente en el CIDFAE, respecto a los materiales:

- Resina Epoxi + 2 Capas de Carbono + 1 de Honeycom Structure y 2 Capas de Kevlar.
- Resina Epoxi + 2 Capas de Vidrio + 1 de Honeycom Structure y 3 Capas de Kevlar.

Y estratificación manual utilizada, provocan un esfuerzo máximo promedio son:

- Para el piso de Vidrio (TPV) 42 Mpa.
- Para el piso de Carbono (TPC) 39.2 Mpa.

4.1.3.2 ESFUERZO MÁXIMO A FLEXIÓN

El análisis del esfuerzo máximo a flexión se realizó en la maquina Tinius Olsen tipo A y siguiendo la norma ASTM D 7264-07, para el dimensionamiento de las probetas que fue de 160mm de largo, 13 mm de ancho, la distancia entre puntos está en función del espesor de la probeta, sin embargo existe un solo módulo de montaje para ensayos a flexión el cual la distancia entre puntos es 91,15 mm. Se procedió al ensayo tomando las siguientes consideraciones:

Tabla 4. 5 Especificaciones Técnicas para el Ensayo a Flexión

CARACTERÍSTICA	DETALLE	OBSERVACIÓN
Dimensionamiento de Probeta (mm)	160x13xespesor	
Componente de Matriz	Resina Epoxi	
Componente de Refuerzo	Fibra de Carbono Fibra de Vidrio Kevlar Honeycomb	
Tipo de Estratificación	Manual	
Tiempo de Curado antes del Ensayo	60 días	
Norma a Utilizar	ASTM D3039-00	En f(e)= 4,26

Equipo de Ensayo	Maquina Universal de ensayos Serie L Tinius Olsen, tipo A	
Velocidad de Ensayo	2mm/min	

Elaborado por: El Investigador

Se determinaron para este ensayo cinco probetas para cada caso ya antes mencionados, bajo características geométricas establecidas en la Norma ASTM D7264-07 (Tabla 4.2), las cuales se sometieron a una carga constante, utilizando la maquina Universal de ensayos Tinius Olsen tipo A, la cual luego de un tiempo determinado de aplicación de carga se espera su colapso obteniendo la carga máxima a la cual la probeta falló, dato con el cual se obtiene el Esfuerzo Máximo con la siguiente ecuación:

$$\sigma_{maxf} = \frac{3PL}{2bh^2}$$

Dónde:

σ_{max} = Esfuerzo máximo a la Flexión

P = fuerza aplicada (N).

L = longitud entre apoyos (mm).

b = ancho de la probeta (mm).

h = espesor de la probeta (mm).

La tabulación de datos después de los ensayos de las cinco probetas por cada caso simulando los diferentes procesos en los que está estructurado el Fuselaje. Se muestra a continuación:

Tabla 4. 6 Ensayos Mecánicos a Flexión

ENSAYOS MECÁNICOS						
RESISTENCIA A LA FLEXION						
CODIGO	ULTIMATE (N)	ULTIMATE (Kgf)	ULTIMATE (Mpa)	PROMEDIO Gmax	b*h (mm ²)	AREA (m ²)
FLV-01	44,1	4,5	317,7		38,0	0,000038
FLV-02	50,0	5,1	416,0		32,9	0,000033
FLV-03	52,0	5,3	302,3		47,0	0,000047
FLV-04	54,9	5,6	336,2		44,7	0,000045

FLV-05	47,1	4,8	274,2	329,3	46,9	X
FLC-01	56,9	5,8	462,6		33,6	0,000034
FLC-02	40,2	4,1	263,3		41,8	0,000042
FLC-03	42,2	4,3	315,3		36,6	0,000037
FLC-04	X	X	X		33,1	X
FLC-05	56,9	5,8	503,1	386,1	30,9	0,000031
FPV-01	101,0	10,3	5,8		4755,0	0,004755
FPV-02	48,1	4,9	2,6		5041,6	0,005042
FPV-03	158,9	16,2	9,0		4822,3	0,004822
FPV-04	130,4	13,3	7,3		4858,9	0,004859
FPV-05	123,6	12,6	6,6	6,3	5146,4	0,005146
FPC-01	215,7	22,0	12,3		4801,2	0,004801
FPC-02	239,3	24,4	12,7		5165,3	0,005165
FPC-03	446,2	45,5	26,0		4691,0	0,004691
FPC-04	201,0	20,5	11,1		4971,6	0,004972
FPC-05	X	X	X	15,5	5218,1	X

Elaborado por: El Investigador

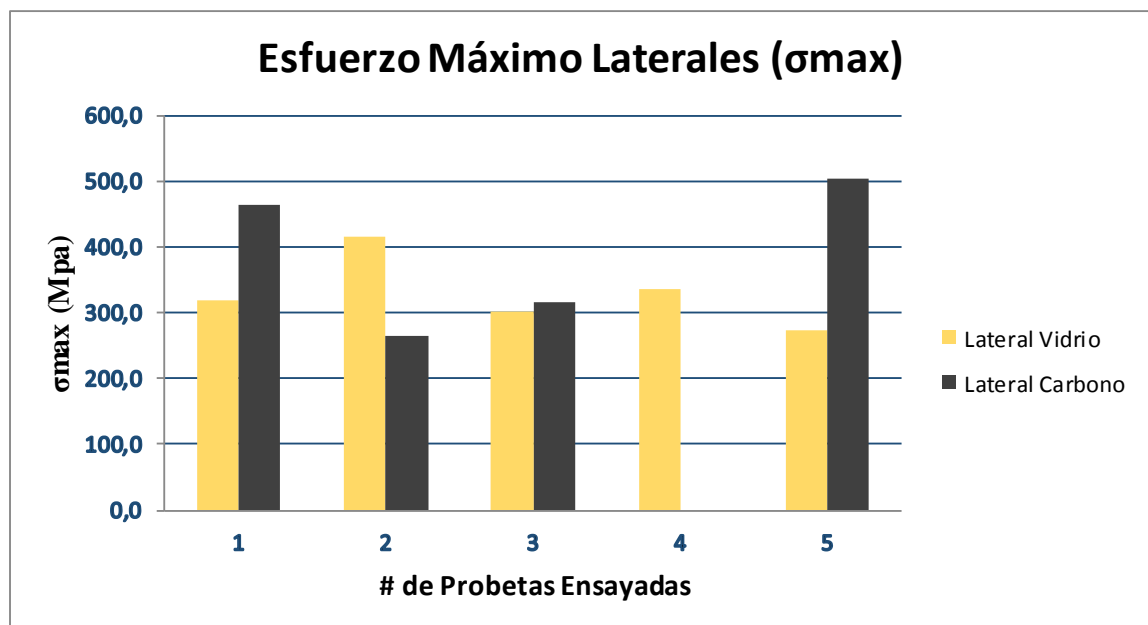


Figura 4. 9 Esfuerzo Máximo a Flexión
Elaborado por: El Investigador

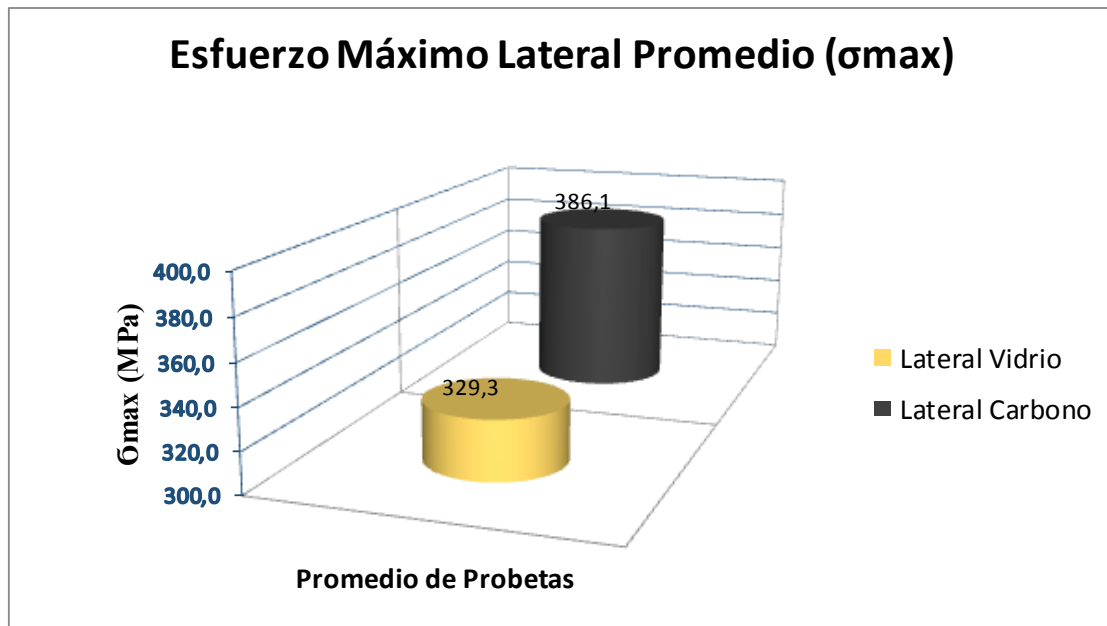


Figura 4. 10 Esfuerzo Máximo a Flexión Promedio
Elaborado por: El Investigador

De los datos estadísticos se puede determinar que el esfuerzo máximo promedio a flexión en los laterales de los fuselajes (Vidrio y Carbono) en los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV's) que producen actualmente en el CIDFAE, respecto a los materiales.

Provocan un esfuerzo máximo promedio de:

- Para los laterales de Vidrio (FLV) 329.3 Mpa.
- Para los laterales de Carbono (FLC) 386.1 Mpa.

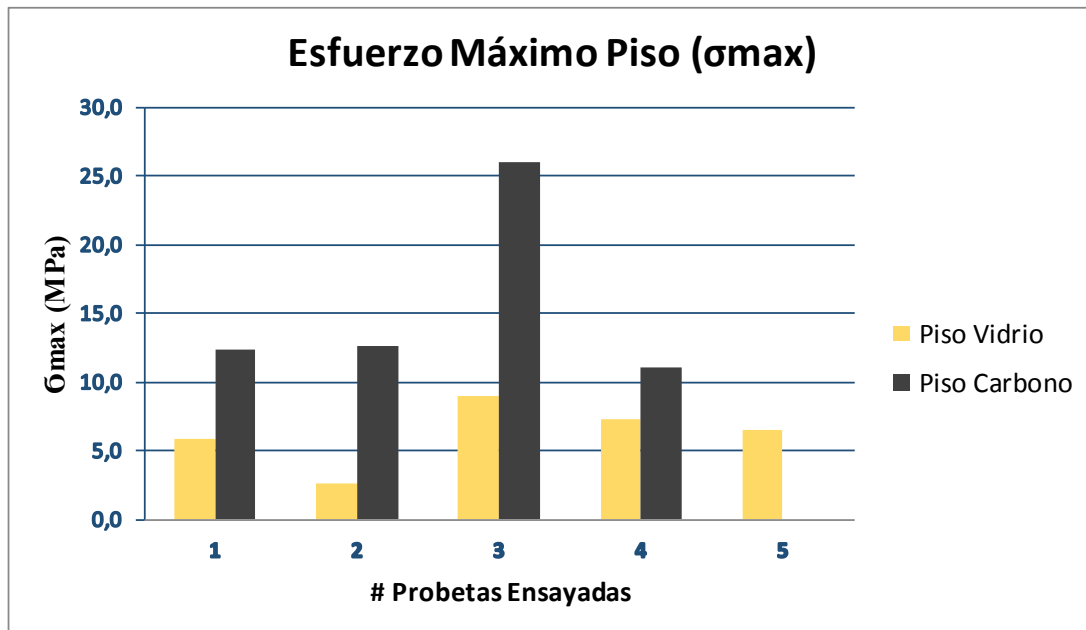


Figura 4. 11: Esfuerzo Máximo a Flexión
Elaborado por: El Investigador

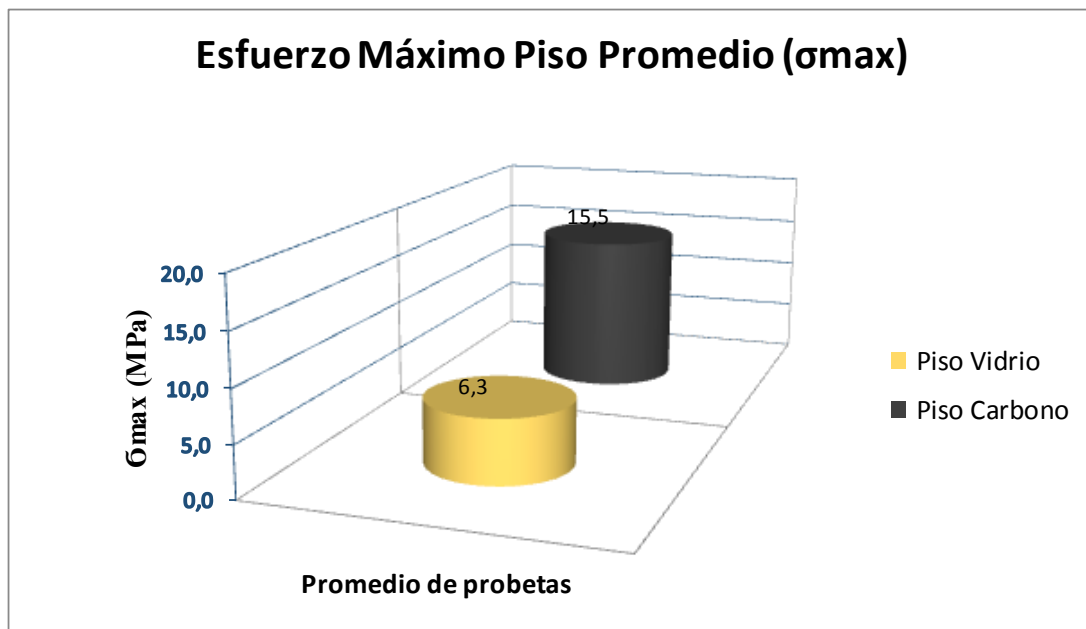


Figura 4. 12: Esfuerzo Máximo a Flexión Promedio
Elaborado por: El Investigador

De los datos obtenidos se puede determinar que el esfuerzo máximo promedio a flexión de los fuselajes (Vidrio y Carbono) para el piso en los Vehículos Aéreos No

Tripulados (UAV's) que producen actualmente en el CIDFAE, respecto a los materiales.

Provocan un esfuerzo máximo promedio de:

- Para el piso de Vidrio (FPV) 6.33 Mpa.
- Para el piso de Carbono (FPC) 15.5 Mpa.

4.1.3.3 ESFUERZO MÁXIMO AL IMPACTO

El ensayo de impacto tiene por objetivo determinar la resistencia al impacto por la caída de un dardo, hasta que el material falle, lo cual se realizó bajo las siguientes condiciones:

Tabla 4. 7 Especificaciones Técnicas para el Ensayo a Impacto.

CARACTERÍSTICA	DETALLE	OBSERVACIÓN
Dimensionamiento de Probeta (mm)	58x58xespesor	
Componente de Matriz	Resina Epoxi	e= 4,26
Componente de Refuerzo	Fibra de Carbono Fibra de Vidrio Kevlar Honeycomb	
Tipo de Estratificación	Manual	
Tiempo de Curado antes del Ensayo	60 días	
Norma a Utilizar	ASTM D5628	En f(e)= 4,26
Equipo de Ensayo	Máquina de Impacto por caída de dardo para polímeros	
Variación de altura	200 mm	
Masa del Impactador	216,1 gr.	

Elaborado por: El Investigador

Se caracterizaron cinco probetas de cada parte del fuselaje en fibra de vidrio y fibra de carbono respectivamente con sus fibras adicionales, bajo características geométricas establecidas en la Norma ASTM D5628 (Tabla 4.2), se sometieron a energía de impacto por caída de dardo a diferentes alturas, tomando como base la altura de 600 mm; altura obtenida por fallos preliminares en probetas ensayadas sin ningún registro en la máquina de impacto de dardo para polímeros, hasta diagnosticar

la altura a la que las probetas codificadas fallan, determinando así la altura de ruptura de las probetas y tomando la masa del dardo, tomando el factor de conversión a (J), como lo muestra la siguiente ecuación (ASTM-D5628):

$$MEF = hwf$$

Dónde:

MEF = Resistencia Máxima al Impacto o Energía Máxima de Ruptura (J)

h = Altura Máxima de Ruptura (mm)

w = Masa Máxima de Ruptura (kg)

f = Factor de Conversión a Joules. (f = 9,80665 x 10⁻³ si h=mm y w=kg.)

Tabla 4. 8 Ensayos Mecánicos a Impacto

ENSAYOS MECÁNICOS					
RESISTENCIA AL IMPACTO					
CODIGO	Altura (m)	Altura (mm)	Masa Impactador (kg)	MEF (J)	PROMEDIO
ILV-01	1,00	1000	0,2161	2,12	
ILV-02	0,80	800	0,2161	1,70	
ILV-03	0,70	700	0,2161	1,48	
ILV-04	0,66	660	0,2161	1,40	
ILV-05	0,62	620	0,2161	1,31	1,602
ILC-01	0,80	800	0,2161	1,70	
ILC-02	0,80	800	0,2161	1,70	
ILC-03	0,75	750	0,2161	1,59	
ILC-04	0,72	720	0,2161	1,53	
ILC-05	0,77	770	0,2161	1,63	1,628
IPV-01	1,09	1090	0,2161	2,31	
IPV-02	1,11	1110	0,2161	2,35	
IPV-03	1,13	1130	0,2161	2,39	
IPV-04	1,13	1130	0,2161	2,39	
IPV-05	1,08	1080	0,2161	2,29	2,348
IPC-01	1,37	1370	0,2161	2,90	
IPC-02	1,27	1270	0,2161	2,69	
IPC-03	1,21	1210	0,2161	2,56	
IPC-04	1,21	1210	0,2161	2,56	
IPC-05	1,19	1190	0,2161	2,52	2,649

Elaborado por: El Investigador

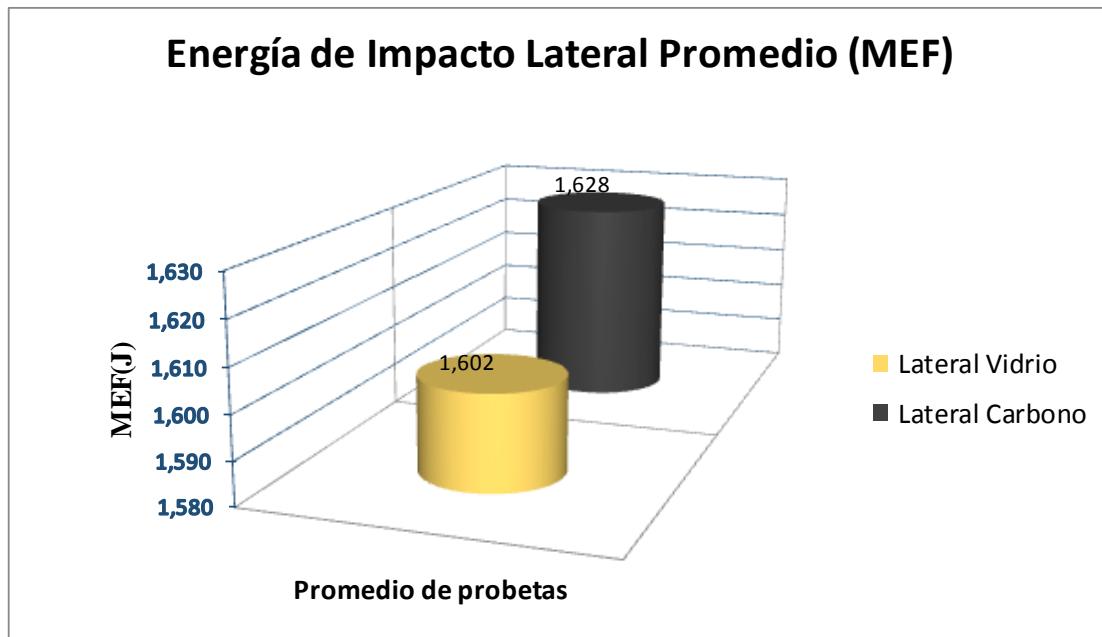


Figura 4. 13 Resistencia Máxima al Impacto de los Laterales Promedio
 Elaborado por: El Investigador

De los estos datos se puede determinar que el esfuerzo máximo promedio al impacto de los fuselajes (Vidrio y Carbono) para los laterales en los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV's) que producen actualmente en el CIDFAE, respecto a los materiales.

Provocan un esfuerzo máximo promedio de:

- Para los laterales de Vidrio (ILV) 1.602 Mpa.
- Para los laterales de Carbono (ILC) 1.628 Mpa.

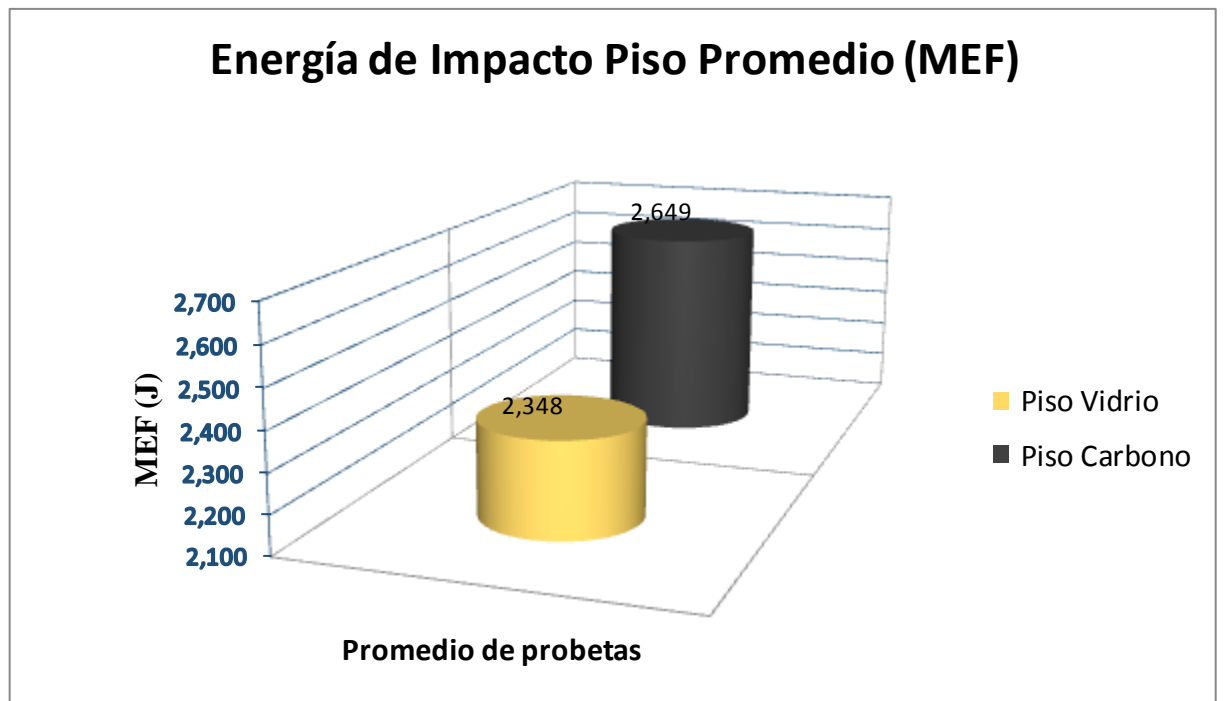


Figura 4. 14 Resistencia Máxima al Impacto del Piso Promedio
Elaborado por: El Investigador

De los estos datos se puede determinar que el esfuerzo máximo promedio al impacto de los fuselajes (Vidrio y Carbono) para el piso en los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV's) que producen actualmente en el CIDFAE, respecto a los materiales.

Provocan un esfuerzo máximo promedio de:

- Para el piso de Vidrio (IPV) 2.348 Mpa.
- Para el piso de Carbono (IPC) 2.649 Mpa.

Tabla 4. 9 Resultados de Propiedades Mecánicas Obtenidas

ENSAYO	CONFIGURACIÓN	CODIGO PROBETA	RESISTENCIA PROMEDIO (Mpa)
TRACCIÓN	LATERALES	TLV	325,6
		TLC	419,7
	PISO	TPV	42
		TPC	39,2
FLEXIÓN	LATERALES	FLV	329,3
		FLC	386,1
	PISO	FPV	6,3
		FPC	15,5
IMPACTO	LATERALES	ILV	1,602
		ILC	1,628
	PISO	IPV	2,348
		IPC	2,649

Elaborado por: El Investigador

4.1.4 CARACTERÍSTICAS DE RESINA EPOXI UTILIZADA.

Ver Anexo 1: Ficha Técnica de Resina Epoxi

4.1.5 CARACTERÍSTICAS DE LA FIBRA DE VIDRIO.

Ver Anexo 2: Ficha Técnica Fibra de Vidrio.

4.1.6 CARACTERÍSTICAS DE LA FIBRA DE ARAMIDA (KEVLAR).

Ver Anexo 3: Ficha Técnica Fibra de Aramida.

4.1.7 CARACTERÍSTICAS DE LA FIBRA DE CARBONO.

Ver Anexo 4: Ficha Técnica Fibra de Carbono.

4.1.8 CARACTERÍSTICAS DEL HONEYCOMB STRUCTURE.

Ver Anexo 5: Ficha técnica Honeycomb Structure.

4.1.9 DETERMINACIÓN DE LA FRACCIÓN VOLUMÉTRICA.

La determinación de las fracciones volumétricas del Fuselaje en los diferentes compuestos:

- **Fuselaje de Carbono:**
 - **Laterales.** 2 Capas de Carbono y 2 Capas de Kevlar.
 - **Piso.** 2 Capas de Carbono, 1 Capa de Honeycomb Structure y 2 Capas de Kevlar.
- **Fuselaje de Vidrio:**
 - **Laterales.** 2 Capas de Vidrio y 3 Capas de Kevlar.
 - **Piso.** 2 Capas de Carbono, 1 Capa de Honeycomb Structure y 3 Capas de Kevlar.

Para determinar la Fracción Volumétrica, se tiene como refuerzo: La fibra de vidrio, fibra de carbono, fibra de aramida (Kevlar), honeycomb structure y como matriz: La resina epoxi. Con estos parámetros se considera la regla de las mezclas de los compuestos por fibras, la cual establece que:

$$\rho_c = f_m \rho_m + f_r \rho_r \quad (4.1)$$

Donde;

ρ_c = Densidad del Compuesto

f_m = Fracción Volumétrica de la Matriz

ρ_m = Densidad de la Matriz

f_r = Fracción Volumétrica del Refuerzo

ρ_r = Densidad del Refuerzo

Y considerando también que:

$$f_m = 1 - f_r \quad (4.2)$$

Para la determinación de las densidades de los compuestos; así como para las densidades de las fibras o refuerzos, se determinaron experimentalmente para cada una de ellas, por no contar con fichas técnicas de los materiales en las instalaciones del CIDFAE. Siendo la Resina Epoxi de marca AEROPOXI la única con la que se cuenta con información detallada.

Para los cálculos se tomó estos datos experimentales con resultados satisfactorios que se presentan a continuación para cada parte y tipo de fuselaje:

- **LATERAL CARBONO**

Determinamos de la ecuación 4.1

$$\rho_c = f_m \rho_m + f_r \rho_r$$

$$\rho_c = (1 - f_r) \rho_m + f_r \rho_r$$

$$\rho_c = (1 - f_r) \rho_m + f_r (\rho_{FC} + \rho_{FK})$$

$$2,2 \frac{gr}{cm^3} = (1 - f_r) 1,11 \frac{gr}{cm^3} + f_r (0,93 \frac{gr}{cm^3} + 1,44 \frac{gr}{cm^3})$$

$$2,2 \frac{gr}{cm^3} = 1,11 \frac{gr}{cm^3} - f_r 1,11 \frac{gr}{cm^3} + f_r 2,37 \frac{gr}{cm^3}$$

$$2,2 \frac{gr}{cm^3} - 1,11 \frac{gr}{cm^3} = -f_r 1,11 \frac{gr}{cm^3} + f_r 2,37 \frac{gr}{cm^3}$$

$$1,09 \frac{gr}{cm^3} = f_r 1,26 \frac{gr}{cm^3}$$

$$f_r = 0,865 = 87\%$$

Considerando la ecuación 4.2:

$$f_m = 1 - f_r$$

$$f_m = 1 - 0,87$$

$$f_m = 0,13 = 13\%$$

Con los cálculos realizados; la fracción Volumétrica del Refuerzo dentro del compuesto en los laterales del Fuselaje de **Carbono + Kevlar** corresponde al **87%**; mientras que de la Matriz correspondiente a la **Resina Epoxi** es del **13%**

- **PISO CARBONO**

$$\rho_c = f_m \rho_m + f_r \rho_r$$

$$\rho_c = (1 - f_r) \rho_m + f_r \rho_r$$

$$\rho_c = (1 - f_r) \rho_m + f_r (\rho_{FC} + \rho_H + \rho_{FK})$$

$$0,65 \frac{gr}{cm^3} = (1 - f_r) 1,11 \frac{gr}{cm^3} + f_r (0,93 \frac{gr}{cm^3} + 0,28 \frac{gr}{cm^3} + 1,44 \frac{gr}{cm^3})$$

$$0,65 \frac{gr}{cm^3} = 1,11 \frac{gr}{cm^3} - f_r 1,11 \frac{gr}{cm^3} + f_r 2,65 \frac{gr}{cm^3}$$

$$0,65 \frac{gr}{cm^3} - 1,11 \frac{gr}{cm^3} = -f_r 1,11 \frac{gr}{cm^3} + f_r 2,65 \frac{gr}{cm^3}$$

$$|0,46| \frac{gr}{cm^3} = f_r 1,54 \frac{gr}{cm^3}$$

$$f_r = 0,299 = 30\%$$

$$f_m = 1 - f_r$$

$$f_m = 1 - 0,30$$

$$f_m = 0,70 = 70\%$$

Cumplidos los cálculos, la fracción Volumétrica del Refuerzo dentro del compuesto en el piso del Fuselaje de **Carbono + Honeycomb + Kevlar** corresponde al **30%**; mientras que de la Matriz correspondiente a la **Resina Epoxi** es del **70%**

- **LATERAL VIDRIO**

$$\begin{aligned}\rho_c &= f_m \rho_m + f_r \rho_r \\ \rho_c &= (1 - f_r) \rho_m + f_r \rho_r \\ \rho_c &= (1 - f_r) \rho_m + f_r (\rho_{FV} + \rho_{FK}) \\ 2 \frac{gr}{cm^3} &= (1 - f_r) 1,11 \frac{gr}{cm^3} + f_r (0,7 \frac{gr}{cm^3} + 1,44 \frac{gr}{cm^3}) \\ 2 \frac{gr}{cm^3} &= 1,11 \frac{gr}{cm^3} - f_r 1,11 \frac{gr}{cm^3} + f_r 2,14 \frac{gr}{cm^3} \\ 2 \frac{gr}{cm^3} - 1,11 \frac{gr}{cm^3} &= -f_r 1,11 \frac{gr}{cm^3} + f_r 2,14 \frac{gr}{cm^3} \\ 0,89 \frac{gr}{cm^3} &= f_r 1,03 \frac{gr}{cm^3} \\ f_r &= 0,864 = 86\%\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}f_m &= 1 - f_r \\ f_m &= 1 - 0,86 \\ f_m &= 0,14 = 14\%\end{aligned}$$

De estos cálculos se puede decir qué: La fracción Volumétrica del Refuerzo dentro del compuesto en los laterales del Fuselaje de **Vidrio + Kevlar** corresponde al **86%**; mientras que de la Matriz correspondiente a la **Resina Epoxi** es del **14%**

- **PISO VIDRIO**

$$\begin{aligned}\rho_c &= f_m \rho_m + f_r \rho_r \\ \rho_c &= (1 - f_r) \rho_m + f_r \rho_r\end{aligned}$$

$$\rho_c = (1 - f_r)\rho_m + f_r(\rho_{FV} + \rho_H + \rho_{FK})$$

$$0,71 \frac{gr}{cm^3} = (1 - f_r)1,11 \frac{gr}{cm^3} + f_r(0,7 \frac{gr}{cm^3} + 0,28 \frac{gr}{cm^3} + 1,44 \frac{gr}{cm^3})$$

$$0,71 \frac{gr}{cm^3} = 1,11 \frac{gr}{cm^3} - f_r 1,11 \frac{gr}{cm^3} + f_r 2,42 \frac{gr}{cm^3}$$

$$0,71 \frac{gr}{cm^3} - 1,11 \frac{gr}{cm^3} = -f_r 1,11 \frac{gr}{cm^3} + f_r 2,42 \frac{gr}{cm^3}$$

$$|0,4| \frac{gr}{cm^3} = f_r 1,31 \frac{gr}{cm^3}$$

$$f_r = 0,305 = 31\%$$

$$f_m = 1 - f_r$$

$$f_m = 1 - 0,31$$

$$f_m = 0,69 = 69\%$$

De cálculos desarrollados se dice que: La fracción Volumétrica del Refuerzo dentro del compuesto en piso del Fuselaje de **Vidrio + Honeycomb + Kevlar** corresponde al **31%**; mientras que de la Matriz correspondiente a la **Resina Epoxi** es del **69%**

4.1.10 PROPIEDADES, CONFIGURACIÓN Y FRACCIONES

VOLUMÉTRICAS DE LOS MATERIALES COMPUESTOS EN ESTUDIO.

4.1.11 DETERMINACIÓN DE DENSIDAD DE LA RESINA EPOXI.

La densidad se determinó por el proceso gravimétrico, se obtuvo un cuerpo solido de resina epoxi catalizada, a temperatura ambiente de entre 18 – 20 °C y humedad relativa de 61% y a presión atmosférica; con lo cual se tuvo una densidad del 1,11 gr/cc

4.1.12 DETERMINACIÓN DE DENSIDAD DE LA FIBRA DE CARBONO.

La fibra de carbono uno de los refuerzos del compuesto y utilizada en esta investigación se determinó su densidad mediante el proceso gravimétrico, con un cierto volumen de fibra de carbono, que como primer paso fue pesado en una balanza digital de marca BOECO, a continuación se introdujo en un volumen específico de resina epoxi sin catalizador, contenido en un vaso de precipitación de 150 ml, a temperatura ambiente de entre 18 – 20 °C y a presión atmosférica; la cual produjo una densidad de 0,93 gr/cc

4.1.13 DETERMINACIÓN DE DENSIDAD DE LA FIBRA DE ARAMIDA O KEVLAR.

El Kevlar es otro de los refuerzos del compuesto y utilizada en esta investigación similar se determinó su densidad mediante el proceso gravimétrico, con un cierto volumen de fibra de aramida, como primer paso fue pesado en una balanza digital de marca BOECO, a continuación se introdujo en un volumen específico de resina epoxi sin catalizador, contenido en un vaso de precipitación de 150 ml, a temperatura ambiente de entre 18 – 20 °C y a presión atmosférica; la cual produjo una densidad de 1,44 gr/cc

4.1.14 DETERMINACIÓN DE DENSIDAD DE LA FIBRA DE VIDRIO.

La fibra de vidrio que compone unos de los dos tipos de fuselaje en los refuerzos del compuesto se determinó su densidad mediante el proceso gravimétrico, con un cierto volumen de fibra de vidrio, que como primer paso fue pesado en una balanza digital de marca BOECO, a continuación se introdujo en un volumen específico de resina epoxi sin catalizador, contenido en un vaso de precipitación de 150 ml, a temperatura ambiente de entre 18 – 20 °C y a presión atmosférica; la cual produjo una densidad de 0,7 gr/cc

4.1.15 DETERMINACIÓN DE DENSIDAD DEL HONEYCOMB STRUCTURE.

El Honeycomb es el refuerzo que prima en el piso del fuselaje; se determinó su densidad mediante el proceso gravimétrico, con un cierto volumen de fibra de carbono, que como primer paso fue pesado en una balanza digital de marca BOECO, a continuación se introdujo en pedazos en un volumen específico de resina epoxi sin catalizador, contenido en un vaso de precipitación de 150 ml, a temperatura ambiente de entre 18 – 20 °C y a presión atmosférica; la cual produjo una densidad de 0,28 gr/cc

4.1.16 PROPUESTA DE CONFIGURACIÓN DE LOS MATERIALES COMPUESTOS.

Para determinar la nueva configuración se toma dos variables como son: configuración de las fibras sintéticas (FV, FC, K, H) y sus fracciones volumétricas, en lo que tiene que ver en Refuerzo y Matriz (RE). Con esto se trata de unificar un solo tipo de Fuselaje con características y funcionalidad acorde a las necesidades que un Vehículo Aéreo No Tripulado (UAV) requiere. Se plantea una propuesta en la configuración de los materiales a continuación:

Tabla 4. 10 Identificación de los Materiales Compuestos

IDENTIFICACIÓN DE LOS MATERIALES COMPUESTOS			
MATERIALES COMPUESTOS Laterales y Piso del Fuselaje	Resina Epoxi	AEROPOXY PR2032/PH3660	
	Fibra de Vidrio	S-Glass 5.59 onz/sq.yd Thread Count 18x18 Width: 60"	0; 45°

	Fibra de Carbono	Style 284 Width: 50" Weight: 5.7 oz/sq. yard WxF: 12 x 12 Weave: Till 2/2	0; 45°
	Kevlar	Style 285 Width 38" WxF: 17x17 Weave Crow	0; 45°
	Honeycomb	1/4 Inch Thick, 1/8 Inch Cell, thickness 5mm	0; 45°

Elaborado por: El Investigador

Fuente: Aircraftspruce.com

4.1.17 PROPUESTA DE LAS FRACCIONES VOLUMÉTRICAS DEL REFUERZO Y MATRIZ.

La propuesta de configuración de los refuerzos del material compuesto y del nuevo material compuesto que se utilizaron en la investigación, hace necesario proponer las posibles fracciones volumétricas que estas puedan alcanzar, pasando por un análisis lógico y de experiencia en el manejo y conocimiento del proceso de manufactura en partes y piezas que comprenden el fuselaje de los vehículos aéreos no tripulados (UAV). Las fracciones volumétricas que se proponen están en directa relación a las siguientes consideraciones:

Materiales de Compuesto Lateral Referencial 1 = Resina Epoxi (RE) que es la matriz + Fibra de Carbono (FC) + Fibra de Aramida o Kevlar (K) que es el refuerzo.

Materiales de Compuesto Lateral Referencial 2 = Resina Epoxi (RE) que es la matriz + Fibra de Vidrio (FV) + Fibra de Aramida o Kevlar (K) que es el refuerzo.

Materiales de Compuesto Piso Referencial 1 = Resina Epoxi (RE) que es la matriz + Fibra de Carbono (FC) + Fibra de Aramida o Kevlar (K) + Honeycomb Structure (H) que es el refuerzo.

Materiales de Compuesto Piso Referencial 2 = Resina Epoxi (RE) que es la matriz + Fibra de Vidrio (FV) + Fibra de Aramida o Kevlar (K) + Honeycomb Structure (H) que es el refuerzo.

Se determina además la codificación necesaria para identificar las nuevas configuraciones de los materiales compuestos así:

Laterales de Carbono en sus 4 configuraciones propuestas

- Lateral Carbono 1 (CL I)
- Lateral Carbono 2 (CL II)
- Lateral Carbono 3 (CL III)
- Lateral Carbono 4 (CL IV)

Piso de Carbono en sus 2 configuraciones propuestas

- Piso Carbono 1 (CP I)
- Piso Carbono 2 (CP II)

Laterales de Vidrio en sus 4 configuraciones propuestas

- Lateral Vidrio 1 (VL I)
- Lateral Vidrio 2 (VL II)
- Lateral Vidrio 3 (VL III)
- Lateral Vidrio 4 (VL IV)

Piso de Vidrio en sus 2 configuraciones propuestas

- Piso Vidrio 1 (VP I)
- Piso Vidrio 2 (VP II)

Tabla 4. 11 Ensayos iniciales en función del porcentaje referencial calculado para el Fuselaje de Carbono

ENSAYOS PRELIMINARES EN FUNCION DEL PORCENTAJE EXPERIMENTAL DEL REFUERZO										
VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS (UAV'S)										
FUSELAJE EN FIBRA DE CARBONO Y KEVLAR										
Definiciones V=Volúmen m=masa		Fv= Fibra de Vidrio Fc= Fibra de Carbono				K= Fibra de Aramida o Kevlar H= Honeycomb Structure				
#	Configuración del Refuerzo	Fibra de Vidrio		Fibra de Carbono		Fibra de aramida o Kevlar		% aproximado del total de refuerzo	Orden de capas	Orientacion de capas (Grados)
		# de capas	% Aproximado c/capa	# de capas	% Aproximado c/capa	# de capas	% Aproximado c/capa			
1	LATERALES	0	0%	2	13%	2	30%	86%	Fc-K-K-Fc	0-45-45-0
2		0	0%	2	13%	2	30%	86%	Fc-K-K-Fc	0-0-45-45
3		0	0%	3	13%	1	30%	69%	Fc-Fc-K-Fc	0-45-45-0
4		0	14%	3	13%	1	30%	69%	Fc-Fc-K-Fc	0-0-45-45
1	PISO	0	0%	3	13%	1	30%	69%	Fc-Fc-H-K-Fc	0-45-45-45-0
2		1	14%	2	13%	1	30%	70%	Fc-Fv-H-K-Fc	0-45-45-45-0
Para estimar el 100% del compuesto matriz Resina Epoxi "AEROPOXI"										
Honeycomb es imperceptible en fracción volumétrica										

Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 12: Ensayos iniciales en función del porcentaje referencial calculado para el Fuselaje de Vidrio

ENSAYOS PRELIMINARES EN FUNCION DEL PORCENTAJE EXPERIMENTAL DEL REFUERZO										
VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS (UAV'S)										
FUSELAJE EN FIBRA DE VIDRIO Y KEVLAR										
Definiciones V=Volúmen m=masa		Fv= Fibra de Vidrio Fc= Fibra de Carbono				K= Fibra de Aramida o Kevlar H= Honeycomb Structure				
#	Configuración del Refuerzo	Fibra de Vidrio		Fibra de Carbono		Fibra de aramida o Kevlar		% aproximado del total de refuerzo	Orden de capas	Orientacion de capas (Grados)
		# de capas	% Aproximado c/capa	# de capas	% Aproximado c/capa	# de capas	% Aproximado c/capa			
1	LATERALES	2	14%	0	0%	3	20%	88%	Fv-K-K-K-Fv	0-45-0-45-0
2		2	14%	0	0%	3	20%	88%	Fv-K-K-K-Fv	45-0-45-0-45
3		2	14%	1	13%	2	20%	81%	Fv-C-K-K-Fv	0-0-0-0-0
4		2	14%	2	13%	1	20%	74%	Fv-C-K-C-Fv	0-45-0-45-0
1	PISO	4	14%	0	0%	1	20%	76%	Fv-Fv-H-K-Fv-Fv	0-45-45-45-0-0
2		3	14%	0	0%	2	20%	82%	Fv-K-H-K-Fv-Fv	0-45-45-45-0-0
Para estimar el 100% del compuesto matriz Resina Epoxi "AEROPOXI"										
Honeycomb es imperceptible en fracción volumétrica										

Elaborado por: El Investigador

En esta primera parte de los ensayos y en función de la configuración detallada en las tablas anteriores, se realizaron únicamente ensayos a Flexión; ya que si se hace un análisis de esfuerzos al que el Fuselaje está expuesto desde la obtención de la pieza hasta su puesta en vuelo, hace que se considere que el primer esfuerzo solicitado sea a Flexión.

Tabla 4. 13 Dimensionamiento de probetas para ensayos a Flexión Fuselaje Carbono

DIMENSIONAMIENTO DE PROBETAS PARA ENSAYOS A FLEXIÓN DEL FUSELAJE DE CARBONO SEGÚN NORMA ASTM D7265-07								
#	PARTE DEL FUSELAJE	FRACCIÓN VOLUMETRICA	ORIENTACIÓN FIBRAS	% REF APROX	Nº DE PROBETAS	ENSAYOS	NORMA	DIMENSION
1	LATERAL	Fc-K-K-Fc	0-45-45-0	86%	6	FLEXIÓN	ASTM D7265-07	13*160*e
2	LATERAL	Fc-K-K-Fc	0-0-45-45	86%	6	FLEXIÓN	ASTM D7265-07	13*160*e
3	LATERAL	Fc-Fc-K-Fc	0-45-45-0	69%	6	FLEXIÓN	ASTM D7265-07	13*160*e
4	LATERAL	Fc-Fc-K-Fc	0-0-45-45	69%	6	FLEXIÓN	ASTM D7265-07	13*160*e
1	PISO	Fc-Fc-H-K-Fc	0-45-45-45-0	69%	6	FLEXIÓN	ASTM D7265-07	13*160*e
2	PISO	Fc-Fv-H-K-Fc	0-45-45-45-0	70%	6	FLEXIÓN	ASTM D7265-07	13*160*e

Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 14 Dimensionamiento de probetas para ensayos a Tracción Fuselaje Carbono

DIMENSIONAMIENTO DE PROBETAS PARA ENSAYOS A TRACCIÓN DEL FUSELAJE DE CARBONO SEGÚN NORMA ASTM D-3039-00								
#	PARTE DEL FUSELAJE	FRACCIÓN VOLUMETRICA	ORIENTACIÓN FIBRAS	% REF APROX	No DE PROBETAS	ENSAYOS	NORMA	DIMENSION
SEGÚN LOS MEJORES RESULTADOS A FLEXIÓN		Fc-K-K-Fc	0-45-45-0	86%	6	TRACCIÓN	ASTM D-3039-00	25*250*e
		Fc-K-K-Fc	0-0-45-45	86%	6	TRACCIÓN	ASTM D-3039-00	25*250*e
		Fc-Fc-K-Fc	0-45-45-0	69%	6	TRACCIÓN	ASTM D-3039-00	25*250*e
		Fc-Fc-K-Fc	0-0-45-45	69%	6	TRACCIÓN	ASTM D-3039-00	25*250*e
		Fc-Fc-H-K-Fc	0-45-45-45-0	69%	6	TRACCIÓN	ASTM D-3039-00	25*250*e
		Fc-Fv-H-K-Fc	0-45-45-45-0	70%	6	TRACCIÓN	ASTM D-3039-00	25*250*e

Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 15 Dimensionamiento de probetas para ensayos a Impacto Fuselaje Carbono

DIMENSIONAMIENTO DE PROBETAS PARA ENSAYOS A IMPACTO DEL FUSELAJE DE CARBONO SEGÚN NORMA ASTM D5628-10								
#	PARTE DEL FUSELAJE	FRACCIÓN VOLUMETRICA	ORIENTACIÓN FIBRAS	% REF APROX	No DE PROBETAS	ENSAYOS	NORMA	DIMENSION
SEGÚN LOS MEJORES RESULTADOS A FLEXIÓN		Fc-K-K-Fc	0-45-45-0	86%	6	IMPACTO	ASTM D5628-10	58*58*e
		Fc-K-K-Fc	0-0-45-45	86%	6	IMPACTO	ASTM D5628-10	58*58*e
		Fc-Fc-K-Fc	0-45-45-0	69%	6	IMPACTO	ASTM D5628-10	58*58*e
		Fc-Fc-K-Fc	0-0-45-45	69%	6	IMPACTO	ASTM D5628-10	58*58*e
		Fc-Fc-H-K-Fc	0-45-45-45-0	69%	6	IMPACTO	ASTM D5628-10	58*58*e
		Fc-Fv-H-K-Fc	0-45-45-45-0	70%	6	IMPACTO	ASTM D5628-10	58*58*e

Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 16 Dimensionamiento de probetas para ensayos a Flexión Fuselaje Vidrio

DIMENSIONAMIENTO DE PROBETAS PARA ENSAYOS A FLEXIÓN DEL FUSELAJE DE VIDRIO SEGÚN NORMA ASTM D7265-07								
#	PARTE DEL FUSELAJE	FRACCIÓN VOLUMETRICA	ORIENTACIÓN FIBRAS	% REF APROX	Nº DE PROBETAS	ENSAYOS	NORMA	DIMENSION
1	LATERAL	Fv-K-K-K-Fv	0-45-0-45-0	88%	6	FLEXIÓN	ASTM D7265-07	13*160*e
2	LATERAL	Fv-K-K-K-Fv	45-0-45-0-45	88%	6	FLEXIÓN	ASTM D7265-07	13*160*e
3	LATERAL	Fv-C-K-K-Fv	0-0-0-0-0	81%	6	FLEXIÓN	ASTM D7265-07	13*160*e
4	LATERAL	Fv-C-K-C-Fv	0-45-0-45-0	74%	6	FLEXIÓN	ASTM D7265-07	13*160*e
1	PISO	Fv-Fv-H-K-Fv-Fv	0-0-45-45-0-0	76%	6	FLEXIÓN	ASTM D7265-07	13*160*e
2	PISO	Fv-K-H-K-Fv-Fv	0-45-45-45-0-0	82%	6	FLEXIÓN	ASTM D7265-07	13*160*e

Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 17 Dimensionamiento de probetas para ensayos a Tracción Fuselaje Vidrio

DIMENSIONAMIENTO DE PROBETAS PARA ENSAYOS A TRACCIÓN DEL FUSELAJE DE VIDRIO SEGÚN NORMA ASTM D-3039-00								
#	PARTE DEL FUSELAJE	FRACCIÓN VOLUMETRICA	ORIENTACIÓN FIBRAS	% REF APROX	Nº DE PROBETAS	ENSAYOS	NORMA	DIMENSION
SEGÚN LOS MEJORES RESULTADOS A FLEXIÓN		Fv-K-K-K-Fv	0-45-0-45-0	88%	6	TRACCIÓN	ASTM D-3039-00	25*250*e
		Fv-K-K-K-Fv	45-0-45-0-45	88%	6	TRACCIÓN	ASTM D-3039-00	25*250*e
		Fv-C-K-K-Fv	0-0-0-0-0	81%	6	TRACCIÓN	ASTM D-3039-00	25*250*e
		Fv-C-K-C-Fv	0-45-0-45-0	74%	6	TRACCIÓN	ASTM D-3039-00	25*250*e
		Fv-Fv-H-K-Fv-Fv	0-0-45-45-0-0	76%	6	TRACCIÓN	ASTM D-3039-00	25*250*e
		Fv-K-H-K-Fv-Fv	0-45-45-45-0-0	82%	6	TRACCIÓN	ASTM D-3039-00	25*250*e

Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 18 Dimensionamiento de probetas para ensayos a Impacto Fuselaje Vidrio

DIMENSIONAMIENTO DE PROBETAS PARA ENSAYOS A TRACCIÓN DEL FUSELAJE DE VIDRIO SEGÚN NORMA ASTM D-3039-00								
#	PARTE DEL FUSELAJE	FRACCIÓN VOLUMETRICA	ORIENTACIÓN FIBRAS	% REF APROX	No DE PROBETAS	ENSAYOS	NORMA	DIMENSION
SEGÚN LOS MEJORES RESULTADOS A FLEXIÓN		Fv-K-K-K-Fv	0-45-0-45-0	88%	6	IMPACTO	ASTM D-3039-00	58*58*e
		Fv-K-K-K-Fv	45-0-45-0-45	88%	6	IMPACTO	ASTM D-3039-00	58*58*e
		Fv-C-K-K-Fv	0-0-0-0-0	81%	6	IMPACTO	ASTM D-3039-00	58*58*e
		Fv-C-K-C-Fv	0-45-0-45-0	74%	6	IMPACTO	ASTM D-3039-00	58*58*e
		Fv-Fv-H-K-Fv-Fv	0-0-45-45-0-0	76%	6	IMPACTO	ASTM D-3039-00	58*58*e
		Fv-K-H-K-Fv-Fv	0-45-45-45-0-0	82%	6	IMPACTO	ASTM D-3039-00	58*58*e

Elaborado por: El Investigador

4.1.18 ENSAYO A FLEXIÓN DEL MATERIAL COMPUESTO.

El ensayo de flexión para los nuevos materiales compuestos se calcula o determina mediante lo establecido bajo las mismas consideraciones del ensayo a flexión de los ensayos preliminares.

4.1.18.1 ESFUERZO MÁXIMO A FLEXIÓN

Se caracterizaron seis probetas de los nuevos compuestos en función de la fracción volumétrica y orientación de las fibras, bajo características geométricas establecidas en la Norma ASTM D7265-07. El esfuerzo máximo se obtuvo de igual manera que se lo realizó para los ensayos preliminares; es decir bajo la relación:

$$\sigma_{maxf} = \frac{3PL}{2bh^2}$$

Dónde:

σ_{max} = Esfuerzo máximo a la Flexión

P = fuerza aplicada (N).

L = longitud entre apoyos (mm).

b = ancho de la probeta (mm).

h = espesor de la probeta (mm).

Como es de suponerse se analizará los dos fuselajes en cuestión:

A. FUSELAJE DE CARBONO

Tabla 4. 19 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE CARBONO				
Fecha:	02-abr-15	Cuidad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen	Norma:	D 7265-07	
Tipo de Ensayo:	Flexión	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica	14%	
Refuerzo:	Fibra de Carbono, Kevlar	Frac. Volúmetrica	86%	
Orden de capas:	Fc-K-K-Fc	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-45-45-0	Velocidad de Ensayo	5mm/min	
Dimensión de probetas (mm)	13 x 160 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(CL I) #	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm)
1	4,9	48,1	345,9	38,0
2	4,7	46,1	383,4	32,9
3	5,9	57,9	336,5	47,0
4	5,2	51,0	312,2	44,7
5	5,1	50,0	291,3	46,9
6	4,8	47,1	382,8	33,6

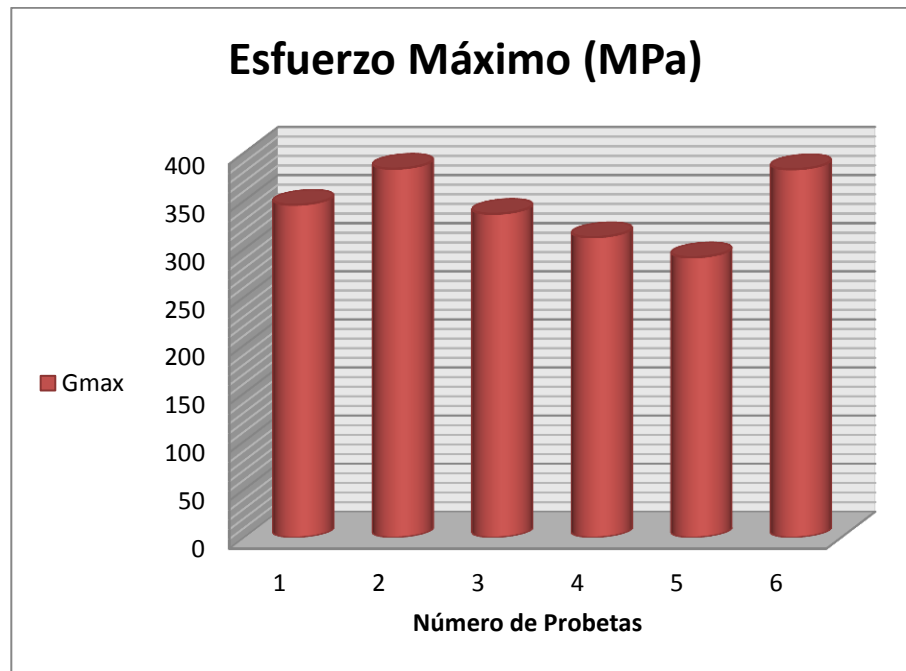


Figura 4. 15 Esfuerzo Máxima al Impacto del Piso Promedio
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 20 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE CARBONO				
Fecha:	02-abr-15	Cuidad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen	Norma:	D 7265-07	
Tipo de Ensayo:	Flexión	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica	14%	
Refuerzo:	Fibra de Carbono, Kevlar	Frac. Volúmetrica	86%	
Orden de capas:	Fc-K-K-Fc	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-0-45-45	Velocidad de Ensayo	5mm/min	
Dimensión de probetas (mm)	13 x 160 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(CL II)#	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm)
1	5,2	51,0	367,1	38,4
2	5,4	53,0	440,5	35,4
3	x	x	x	x
4	5,4	53,0	324,2	45,7
5	5,7	55,9	325,6	41,2
6	5,9	57,9	470,6	32,5

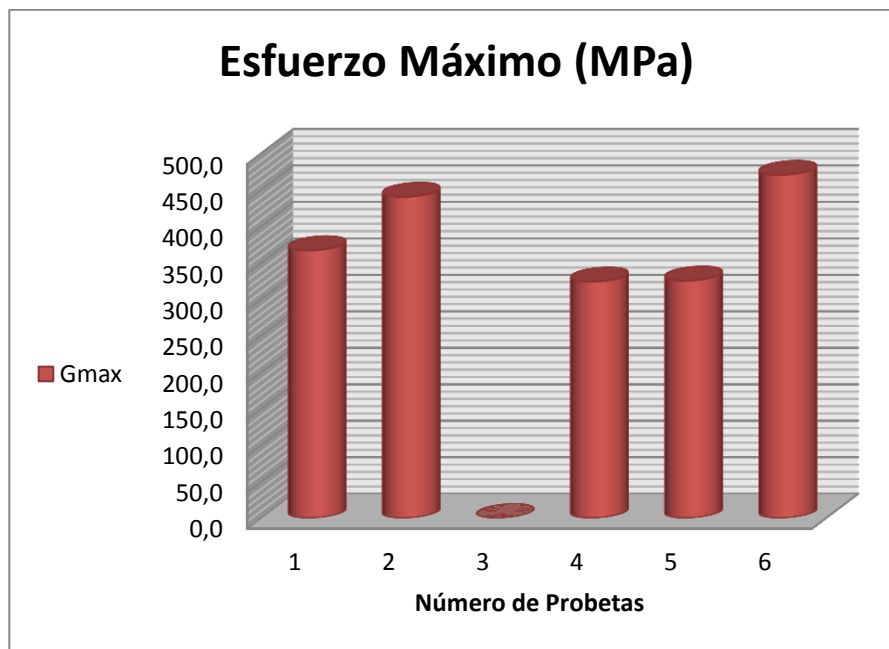


Figura 4. 16 Esfuerzo Máxima al Impacto del Piso Promedio
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 21 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE CARBONO				
Fecha:	02-abr-15	Cuidad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen	Norma:	D 7265-07	
Tipo de Ensayo:	Flexión	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica	31%	
Refuerzo:	Fibra de Carbono, Kevlar	Frac. Volúmetrica	69%	
Orden de capas:	Fc-K-Fc-Fc	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-45-45-0	Velocidad de Ensayo	5mm/min	
Dimensión de probetas (mm)	13 x 160 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(CL III)#	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm)
1	6,1	59,8	430,6	44,2
2	6,3	61,8	513,9	41,1
3	6,6	64,7	376,4	47,7
4	6,0	58,8	360,2	40,6
5	5,9	57,9	337,0	37,5
6	6,3	61,8	502,5	33,6

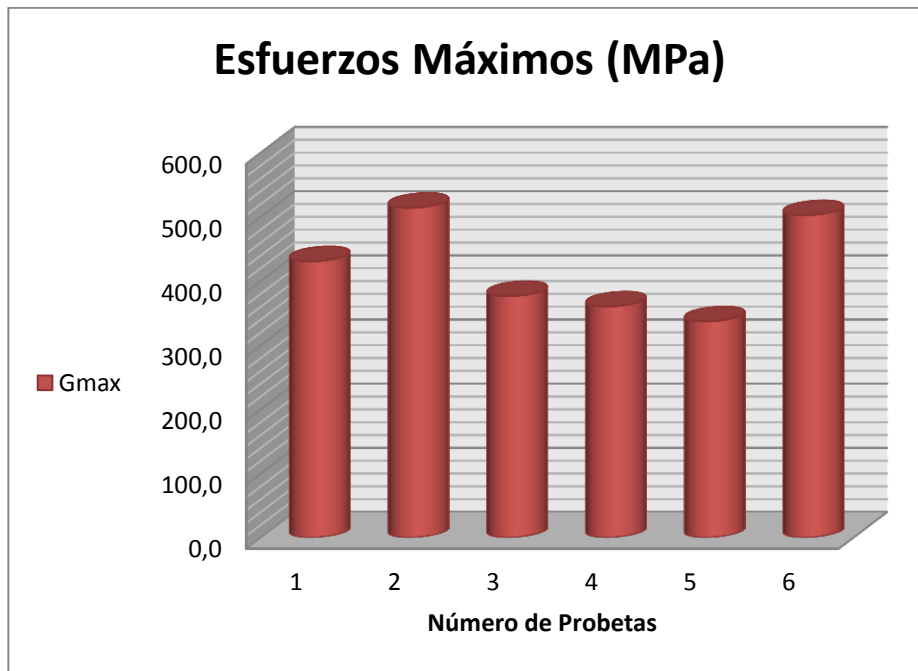


Figura 4. 17 Esfuerzo Máxima al Impacto del Piso Promedio
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 22 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE CARBONO				
Fecha:	02-abr-15	Ciudad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen	Norma:	D 7265-07	
Tipo de Ensayo:	Flexión	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica	31%	
Refuerzo:	Fibra de Carbono, Kevlar	Frac. Volúmetrica	69%	
Orden de capas:	Fc-Fc-K-Fc	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-0-45-45	Velocidad de Ensayo	5mm/min	
Dimensión de probetas (mm)	13 x 160 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(CL IV)#	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm)
1	6,0	58,8	423,6	33,6
2	6,2	60,8	505,8	41,8
3	5,9	57,9	336,5	36,6
4	5,8	56,9	348,2	33,1
5	5,1	50,0	291,3	30,9
6	5,9	57,9	470,6	34,1

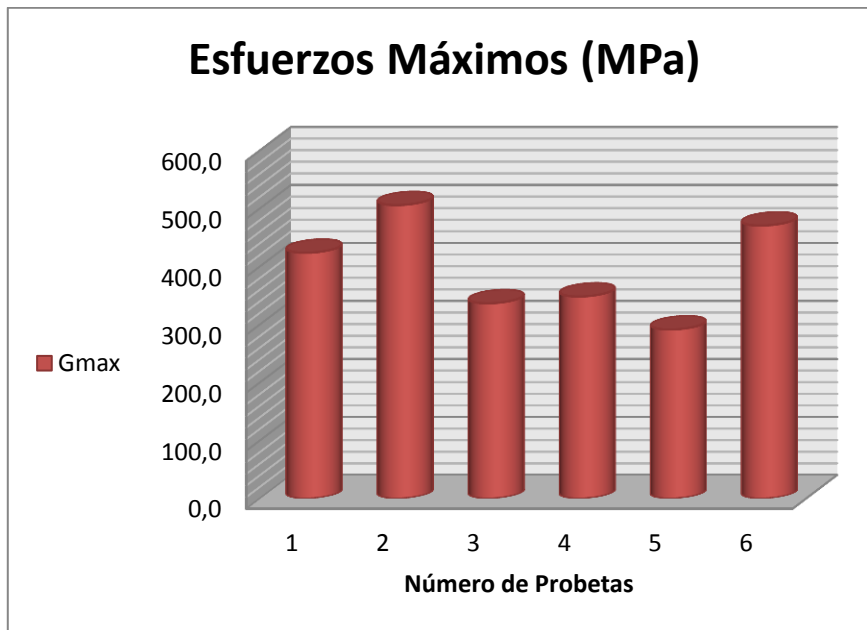


Figura 4. 18 Esfuerzo Máxima al Impacto del Piso Promedio
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 23 : Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE CARBONO				
Fecha:	02-abr-15	Ciudad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen	Norma:	D 7265-07	
Tipo de Ensayo:	Flexión	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica	31%	
Refuerzo:	Carbono, Kevlar, Honeycomb	Frac. Volúmetrica	69%	
Orden de capas:	Fc-Fc- H-K-Fc	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-45-45-0	Velocidad de Ensayo	5mm/min	
Dimensión de probetas (mm)	13 x 160 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(CP I)#	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm2)
1	25,9	254,0	1828,5	5106,1
2	30,4	298,1	2479,9	4947,9
3	27,9	273,6	1591,3	5314,8
4	28,9	283,4	1735,1	5129,8
5	x	x	x	x
6	33,6	329,5	2679,8	4801,2

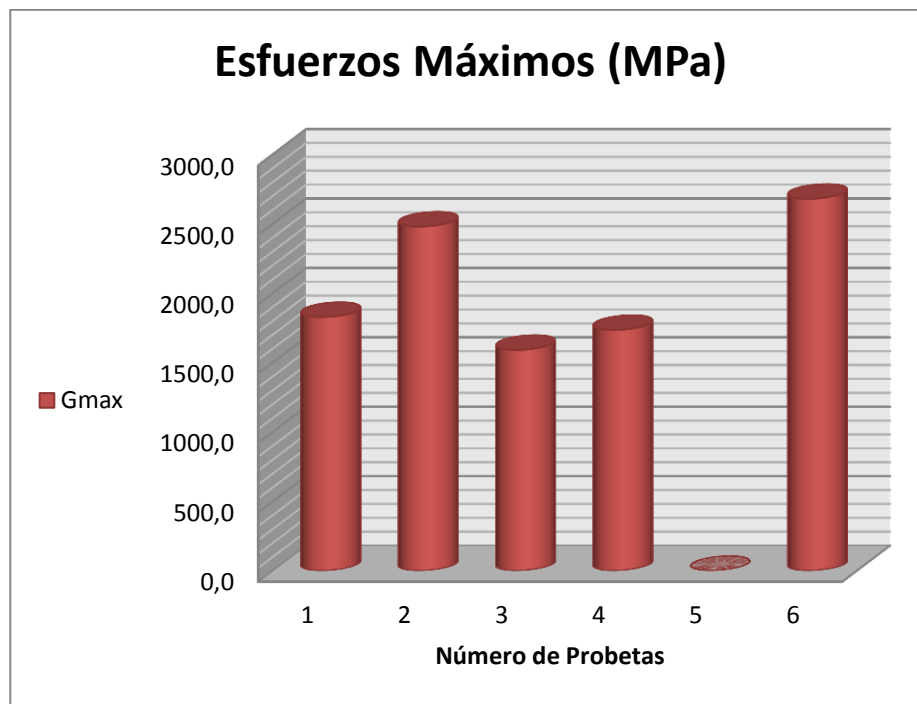


Figura 4. 19 Esfuerzo Máxima al Impacto del Piso Promedio
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 24 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE CARBONO				
Fecha:	02-abr-15	Ciudad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen	Norma:	D 7265-07	
Tipo de Ensayo:	Flexión	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica	30%	
Refuerzo:	Carb,Vidr, Kvlr, Honycmb	Frac. Volúmetrica	70%	
Orden de capas:	Fc-Fv- H-K-Fc	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-45-45-45-0	Velocidad de Ensayo	5mm/min	
Dimensión de probetas (mm)	13 x 160 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(CP II)#	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm2)
1	11,5	112,8	811,9	4801,8
2	18,1	177,5	1476,5	5006,6
3	9,3	91,2	530,4	4591,0
4	12,4	121,6	744,5	4988,4
5	11,7	114,7	668,3	5022,2
6	13,3	130,4	1060,7	5235,1

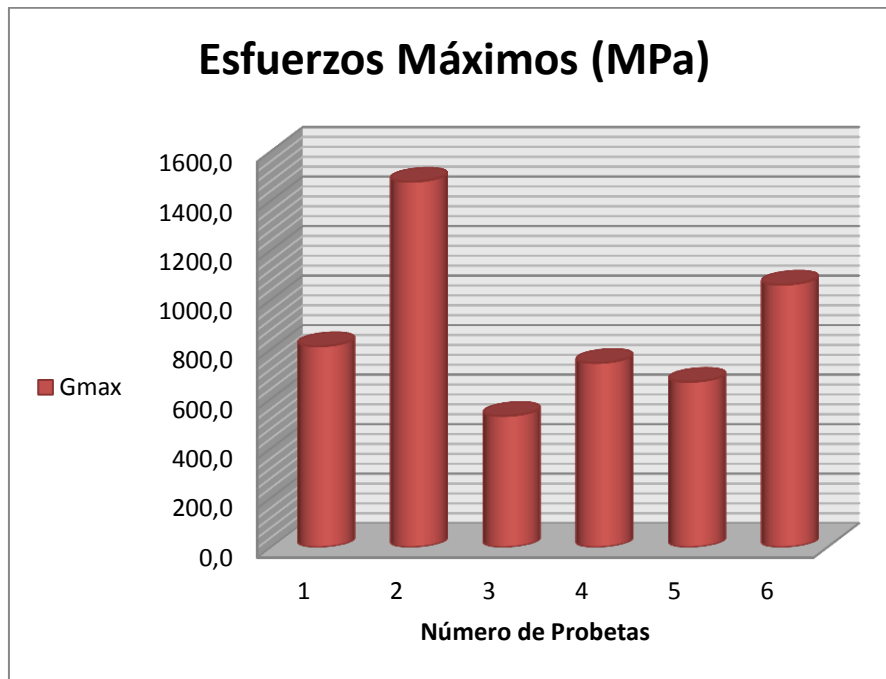


Figura 4. 20 Esfuerzo Máxima al Impacto del Piso Promedio
Elaborado por: El Investigador

De la toma de datos y el análisis de las propiedades mecánicas a Flexión que se obtuvo para el ensayo testigo de los materiales compuestos y variando la fracción volumétrica y orientación de las fibras se realizó una comparación de este compuesto vs el promedio obtenido de los ensayos preliminares, para que este sea el parámetro de evaluación del material compuesto en estudio.

Tabla 4. 25 Promedios para los laterales del Fuselaje de Carbono

RESULTADOS PROMEDIOS PRELIMINARES Y PROMEDIOS DE NUEVAS CONFIGURACIONES PARA LATERALES		
CÓDIGO DE LAS PROBETAS	CARGAS MÁXIMAS (N)	ESFUERZOS MÁXIMOS (MPa)
FLC	49,0	386,1
CL I	50,0	342,0
CL II	54,1	385,6
CL III	60,8	420,1
CL IV	57,0	396,0

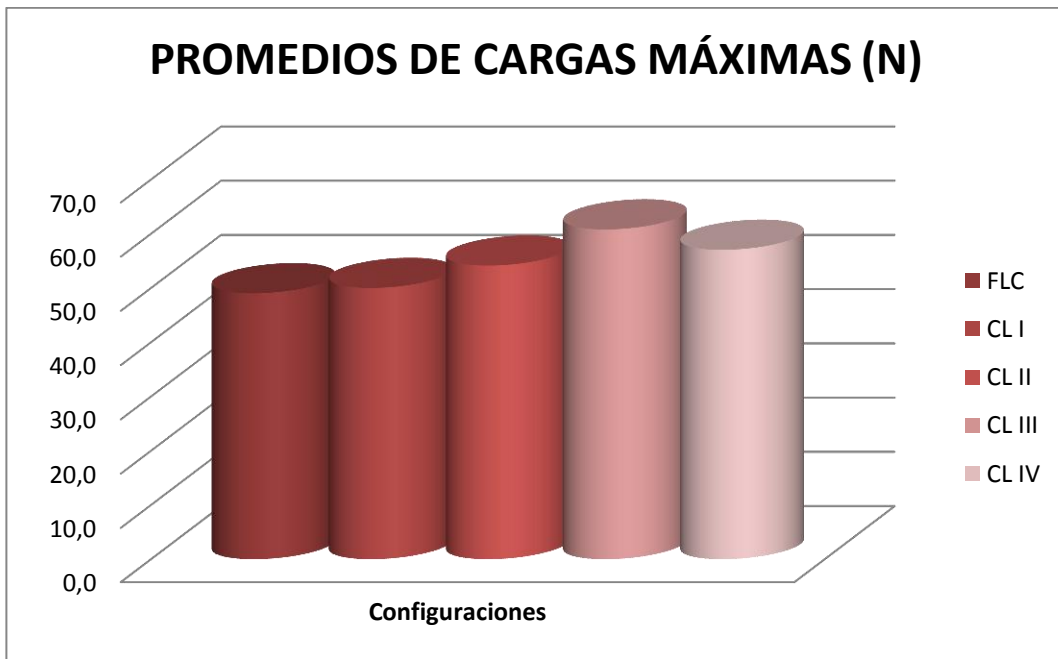


Figura 4. 21 Promedio de Cargas Máximas
Elaborado por: El Investigador

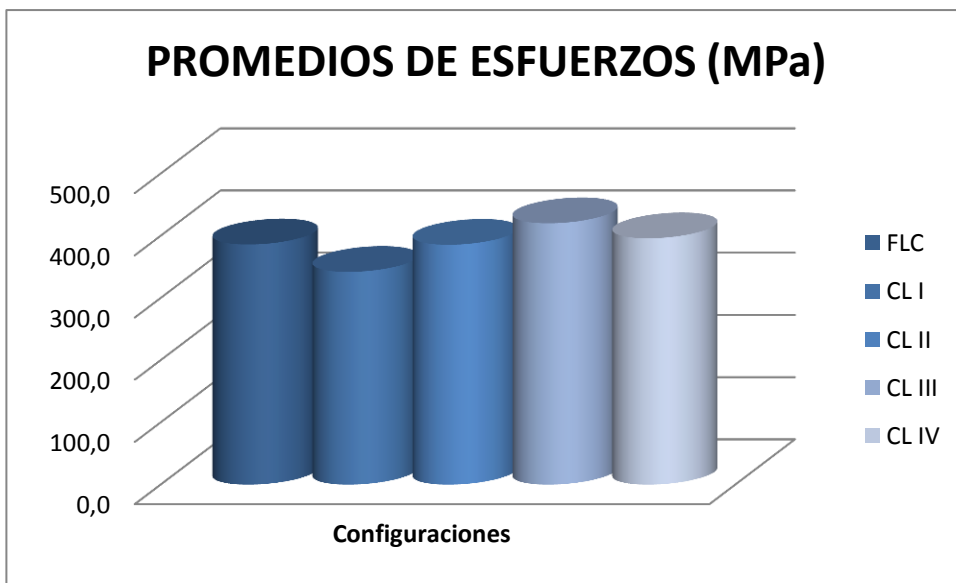


Figura 4. 22 Promedio de Esfuerzos Máximos
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 26 Promedios para el Piso del Fuselaje de Carbono

RESULTADOS PROMEDIOS PRELIMINARES Y PROMEDIOS DE NUEVAS CONFIGURACIONES PARA PISO		
CÓDIGO DE LAS PROBETAS	CARGAS MÁXIMAS	ESFUERZOS MÁXIMOS
FPC	275,6	15,5
CP I	287,7	16,1
CP II	124,7	6,9

Elaborado por: El Investigador

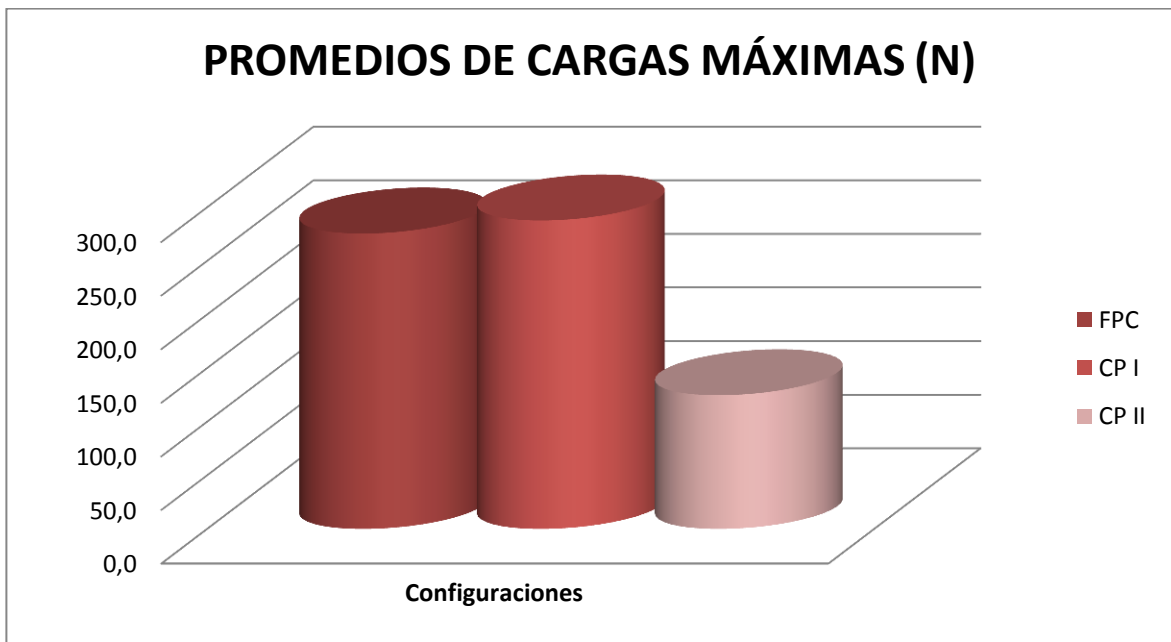


Figura 4. 23 Promedio de Esfuerzos Máximos

Elaborado por: El Investigador

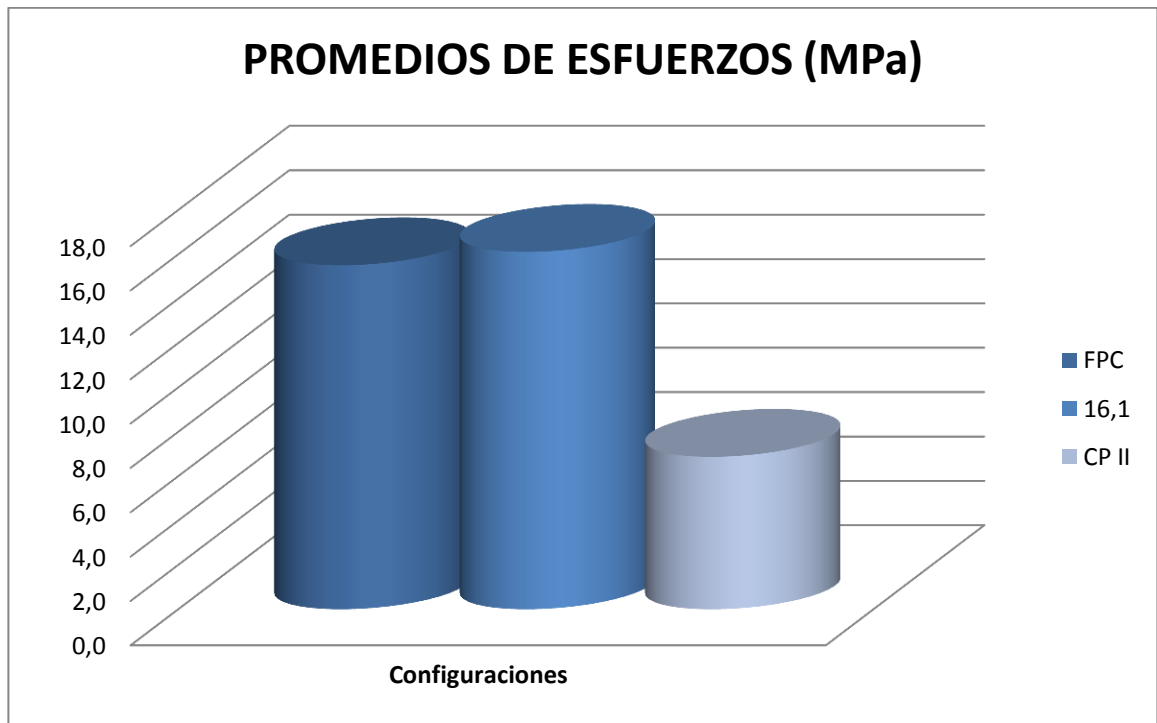


Figura 4. 24 Promedio de Esfuerzos Máximos
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 27 Resultados Obtenidos en Ensayos a Flexión para el fuselaje de Carbono

SECCION	CONFIGURACIONES	CARGA MÁXIMA (N)	PAR	ESFUERZO MAXIMO (MPa)	PAR
LATERALES	FLC	49,0	Verde	386,1	Verde
	CL I	50,0	Amarillo	342,0	Rojo
	CL II	54,1	Amarillo	385,6	Amarillo
	CL III	60,8	Verde	420,1	Verde
	CL IV	57,0	Amarillo	396,0	Amarillo
PISO	FPC	127,1	Verde	7,0	Verde
	CP I	287,7	Verde	16,1	Verde
	CP II	124,7	Rojo	6,9	Rojo
PARÁMETROS DE ACEPTACION O RECHAZO (PAR) Rojo = Resultado NO ACEPTABLE Amarillo = Resultado MEDIANAMENTE ACEPTABLE Verde = Resultado ACEPTABLE.					

Elaborado por: El Investigador

De la toma de datos y el análisis de las propiedades mecánicas a Flexión que se obtuvo para las nuevas configuraciones, respecto a los resultados promedio de Esfuerzo Máximo se determina que el compuesto CL I , CL II y CL IV para los laterales y CP II para el piso, ofrecieron menor comportamiento a la combinación de propiedades mecánicas a flexión; mientras que el compuesto CL III para lateral y CP I para el piso, es quien tiene mejor esfuerzo máximo a la flexión lo que hace esperar que este sea un buen prospecto de configuración,; por lo que se determina que este Tipo de configuración es quien pasa a la siguiente etapa del estudio.

B. FUSELAJE DE VIDRIO

Tabla 4. 28 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE VIDRIO				
Fecha:	02-abr-15	Ciudad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica Nacional			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen		Norma:	D 7265-07
Tipo de Ensayo:	Flexión	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica	12%	
Refuerzo:	Fibra de Vidrio, Kevlar	Frac. Volúmetrica	88%	
Orden de capas:	FV-K-K-K-Fv	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-45-0-45-0	Velocidad de Ensayo	5mm/min	
Dimensión de probetas (mm)	13 x 160 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(VL I) #	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm ²)
1	4,7	46,1	331,8	35,8
2	3,3	32,4	269,2	32,4
3	x	x	x	x
4	6,4	62,8	384,3	41,1
5	4,5	44,1	257,0	45,0
6	4,3	42,2	342,9	37,7



Figura 4. 25 Promedio de Esfuerzos Máximos
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 29 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE VIDRIO				
Fecha:	02-abr-15	Ciudad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica Nacional			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen	Norma:	D 7265-07	
Tipo de Ensayo:	Flexión	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica	12%	
Refuerzo:	Fibra de Vidrio, Kevlar	Frac. Volúmetrica	88%	
Orden de capas:	Fv-K-K-K-Fv	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	45-0-45-0-45	Velocidad de Ensayo	5mm/min	
Dimensión de probetas (mm)	13 x 160 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(VL II) #	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm2)
1	4,4	43,1	310,6	37,9
2	x	x	x	x
3	x	x	x	x
4	5,2	51,0	312,2	44,9
5	5,2	51,0	297,0	41,7
6	6,4	62,8	510,4	33,9

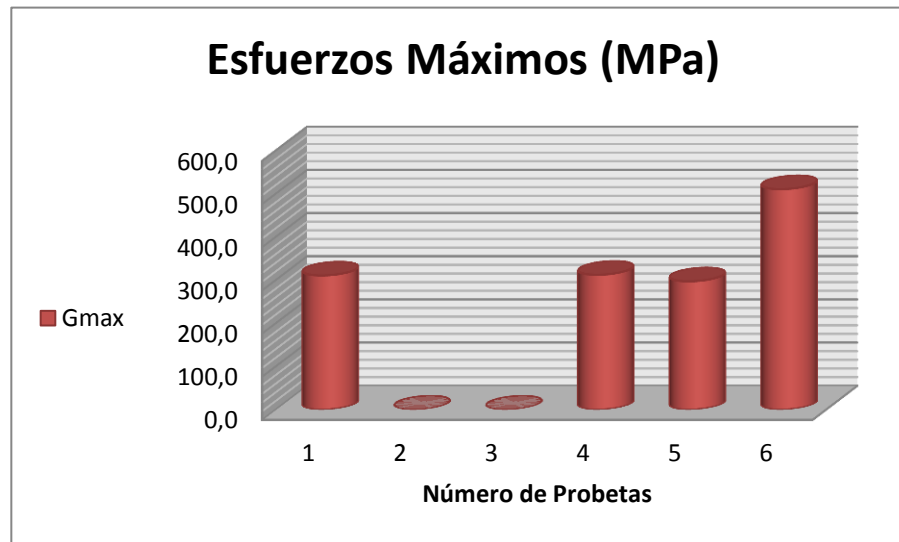


Figura 4. 26 Promedio de Esfuerzos Máximos
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 30 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE VIDRIO				
Fecha:	02-abr-15	Ciudad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica Nacional			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen	Norma:	D 7265-07	
Tipo de Ensayo:	Flexión	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica	19%	
Refuerzo:	Fibra de Vidrio, Kevlar	Frac. Volúmetrica	81%	
Orden de capas:	Fv-C-K-K-Fv	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-0-0-0-0	Velocidad de Ensayo	5mm/min	
Dimensión de probetas (mm)	13 x 160 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(VL III) #	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm2)
1	4,9	48,1	345,9	43,9
2	5,7	55,9	465,0	40,1
3	5,2	51,0	296,6	48,6
4	5,1	50,0	306,2	42,1
5	5,9	57,9	337,0	36,1
6	6,3	61,8	502,5	21,3



Figura 4. 27 Promedio de Esfuerzos Máximos
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 31 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE VIDRIO				
Fecha:	02-abr-15	Cuidad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica Nacional			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen	Norma:	D 7265-07	
Tipo de Ensayo:	Flexión	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica	26%	
Refuerzo:	Fibra de Vidrio, Kevlar	Frac. Volúmetrica	74%	
Orden de capas:	Fv-Fc-K-Fc-Fv	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-45-0-45-0	Velocidad de Ensayo	5mm/min	
Dimensión de probetas (mm)	13 x 160 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(VL IV) #	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm ²)
1	6,7	65,7	473,0	34,7
2	6,9	67,7	562,9	41,7
3	3,3	32,4	188,2	32,0
4	5,1	50,0	306,2	34,1
5	5,8	56,9	331,3	32,2
6	6,6	64,7	526,4	32,2



Figura 4. 28 Promedio de Esfuerzos Máximos
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 32 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE VIDRIO				
Fecha:	02-abr-15	Ciudad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica Nacional			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen	Norma:	D 7265-07	
Tipo de Ensayo:	Flexión	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volumétrica	14%	
Refuerzo:	Carbono, Kevlar, Honeycomb	Frac. Volumétrica	86%	
Orden de capas:	Fc-Fc- H-K-Fc	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-45-45-0	Velocidad de Ensayo	5mm/min	
Dimensión de probetas (mm)	13 x 160 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(VP I)#	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm ²)
1	25,9	254,0	1828,5	5106,1
2	30,4	298,1	2479,9	4947,9
3	27,9	273,6	1591,3	5314,8
4	28,9	283,4	1735,1	5129,8
5	x	x	x	x
6	33,6	329,5	2679,8	4801,2

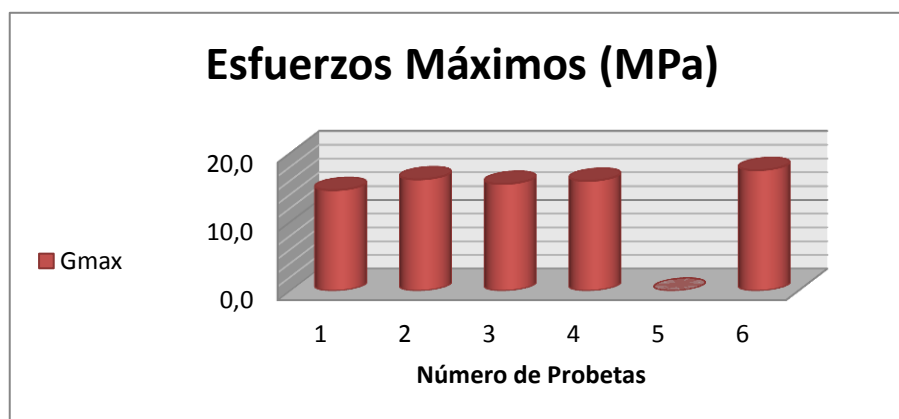


Figura 4. 29 Promedio de Esfuerzos Máximos
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 33 Datos Técnicos del material compuesto testigo de las pruebas iniciales

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE CARBONO				
Fecha:	02-abr-15	Cuidad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica Nacional			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen	Norma:	D 7265-07	
Tipo de Ensayo:	Flexión	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volumétrica	30%	
Refuerzo:	Carb,Vidr, Kvlr, Honycmb	Frac. Volumétrica	70%	
Orden de capas:	Fc-Fv- H-K-Fc	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-45-45-45-0	Velocidad de Ensayo	5mm/min	
Dimensión de probetas (mm)	13 x 160 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(CP II)#	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm2)
1	11,5	112,8	6,4	4801,8
2	18,1	177,5	9,4	5006,6
3	9,3	91,2	5,3	4591,0
4	12,4	121,6	6,7	4988,4
5	11,7	114,7	6,0	5022,2
6	13,3	130,4	7,4	5235,1

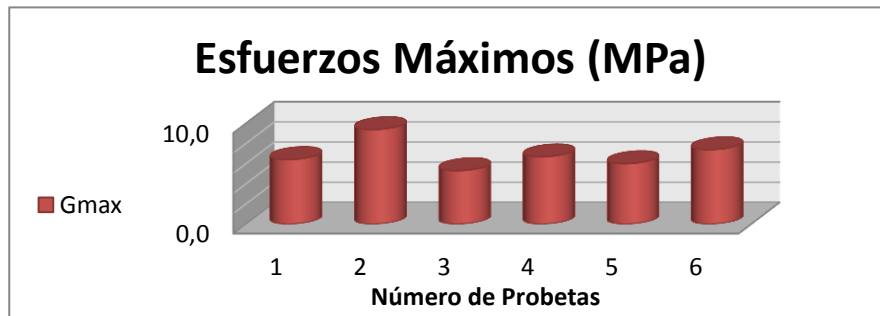


Figura 4. 30 Promedio de Esfuerzos Máximos
Elaborado por: El Investigador

De la toma de datos y el análisis de las propiedades mecánicas a Flexión que se obtuvo para el ensayo testigo de los materiales compuestos y variando la fracción volumétrica y orientación de las fibras se realizó una comparación estadística de este compuesto vs el promedio obtenido de los ensayos preliminares, para que este sea el parámetro de evaluación del material compuesto en estudio.

Tabla 4. 34 Promedios para los laterales del Fuselaje de Vidrio

RESULTADOS PROMEDIOS PRELIMINARES Y PROMEDIOS DE NUEVAS CONFIGURACIONES PARA LATERALES		
CÓDIGO DE LAS PROBETAS	CARGAS MÁXIMAS	ESFUERZOS MÁXIMOS
FLV	49,6	329,3
VL I	45,5	317,0
VL II	52,0	357,6
VL III	54,1	375,5
VL IV	56,2	398,0

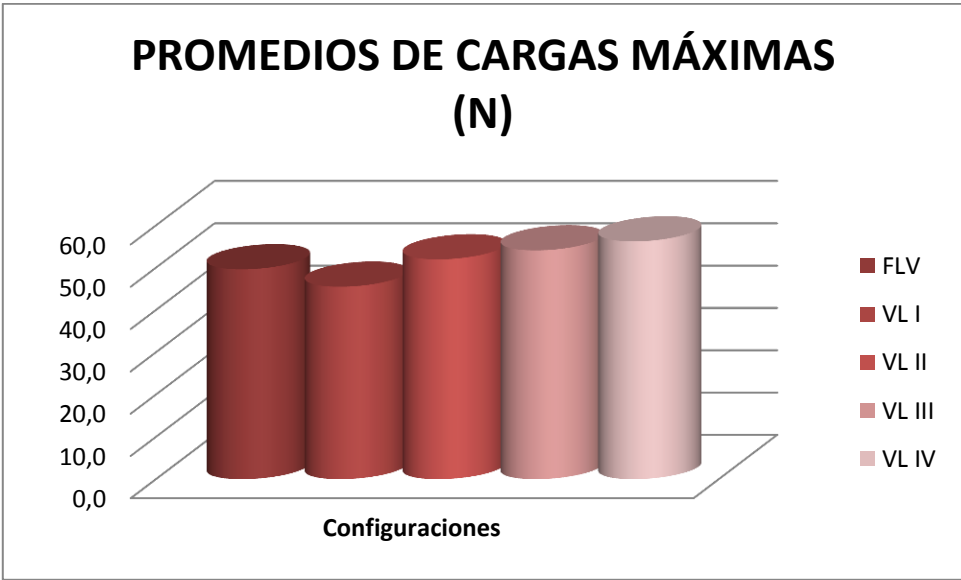


Figura 4. 31 Promedio de Cargas Máximas
Elaborado por: El Investigador

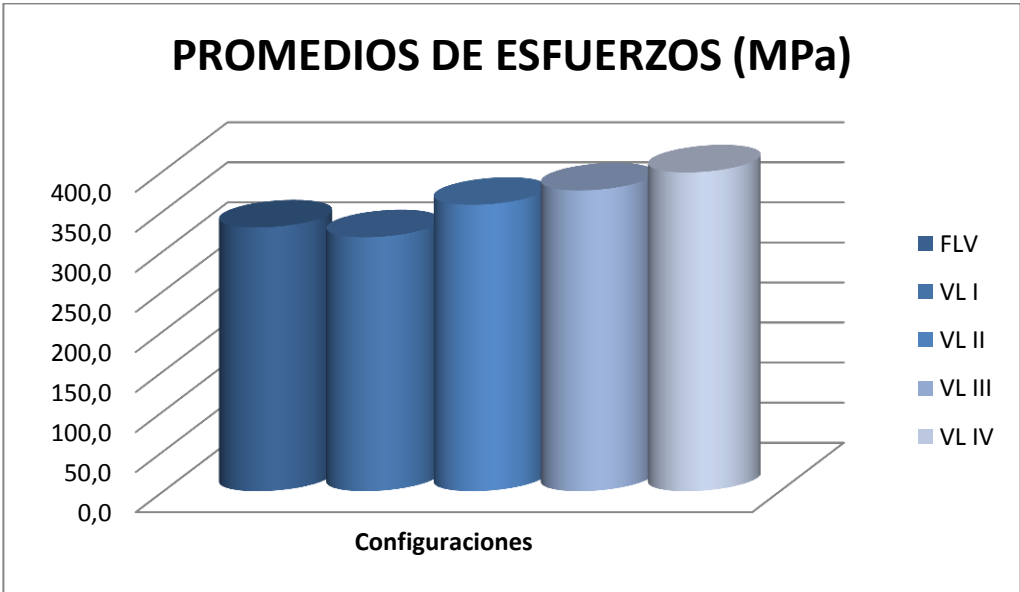


Figura 4. 32 Promedio de Esfuerzos Máximos
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 35 Promedios para el Piso del Fuselaje de Vidrio

RESULTADOS PROMEDIOS PRELIMINARES Y PROMEDIOS DE NUEVAS CONFIGURACIONES		
CÓDIGO DE LAS PROBETAS	CARGAS MÁXIMAS	ESFUERZOS MÁXIMOS
FPV	112,4	6,3
VP I	287,7	15,9
VP II	124,7	7,0

Elaborado por: El Investigador

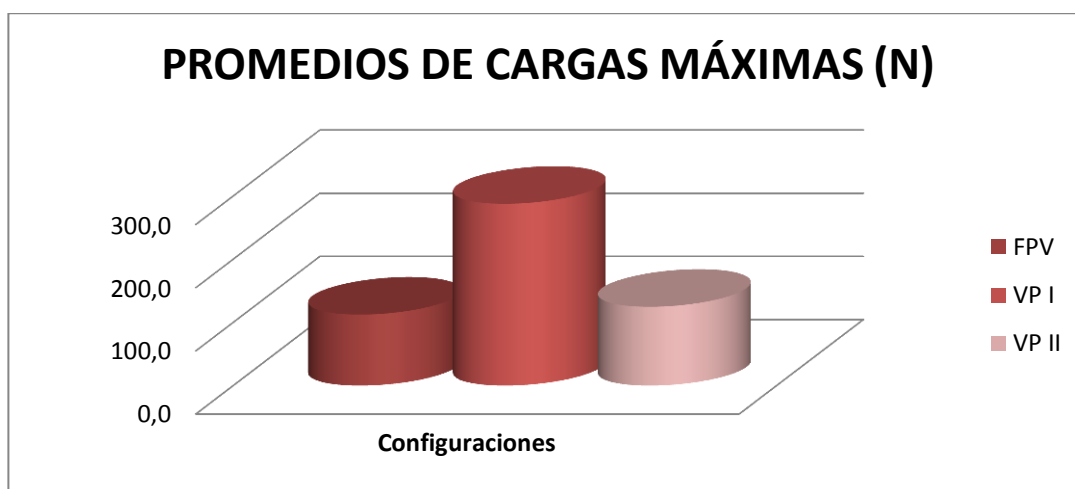


Figura 4. 33 Promedio de Cargas Máximas

Elaborado por: El Investigador



Figura 4. 34 Promedio de Esfuerzos Máximos

Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 36 Resultados Obtenidos en Ensayos a Flexión para el fuselaje de Vidrio

SECCIÓN	CONFIGURACIONES	CARGA MÁXIMA (N)	PAR	ESFUERZO MAXIMO (MPa)	PAR
LATERALES	FLV	49,6	Verde	329,3	Verde
	VL I	45,5	Rojo	317,0	Rojo
	VL II	52,0	Amarillo	357,6	Amarillo
	VL III	54,1	Amarillo	375,5	Verde
	VL IV	56,2	Verde	398,0	Verde
PISO	FPV	112,4	Verde	6,3	Verde
	VP I	287,7	Verde	15,9	Verde
	VP II	124,7	Rojo	7,0	Rojo
<p>PARÁMETROS DE ACEPTACION O RECHAZO Rojo = Resultado NO ACEPTABLE Amarillo = Resultado MEDIANAMENTE ACEPTABLE Verde = Resultado ACEPTABLE.</p>					

Elaborado por: El Investigador

De la toma de datos y el análisis de las propiedades mecánicas a Flexión que se obtuvo para las nuevas configuraciones, respecto a los resultados promedio de Esfuerzo Máximo se determina que el compuesto VL I , VL II y VL III para los laterales y VP II para el piso, ofrecieron menor comportamiento a la combinación de propiedades mecánicas a flexión; mientras que el compuesto VL IV para el lateral y VP I para el piso, es quien tiene mejor esfuerzo máximo a la flexión lo que hace esperar que este sea un buen prospecto de configuración,; por lo que se determina que este Tipo de configuración es quien pasa a la siguiente etapa del estudio.

4.1.18.2 ESFUERZO MÁXIMO A TRACCIÓN

El ensayo de tracción para el nuevo material compuesto se calcula o determina mediante lo establecido en los ensayos preliminares, es decir bajo las mismas consideraciones de dimensionamiento, y procedimiento del ensayo a tracción.

Y siguiendo con lo establecido en la norma ASTM D3039-00 y fórmulas que constan:

$$\sigma_{max} = \frac{F}{A}$$

Dónde:

σ_{max} = Esfuerzo Máximo (MPa).

F = Carga Máxima o Fuerza necesaria para producir la Rotura (N).

A = Área de la sección transversal de la probeta (mm²).

A. FIBRA DE CARBONO

Tabla 4. 37 Datos Técnicos del material compuesto testigo

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE CARBONO				
Fecha:	09-abr-15	Ciudad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica Nacional			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen		Norma:	D3039-00
Tipo de Ensayo:	Tracción	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica	31%	
Refuerzo:	Fibra de Carbono, Kevlar	Frac. Volúmetrica	69%	
Orden de capas:	Fc-K-Fc-Fc	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-45-45-0	Velocidad de Ensayo	5mm/min	
Dimensión de probetas (mm)	25 x 250 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(CL III)#	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm2)
1	1412,1	13847,9	412,8	32,2
2	1180,7	11578,7	407,7	28,4
3	1205,1	11818,0	480,3	24,6
4	1403,6	13764,6	445,5	30,9
5	1413,1	13857,8	642,6	21,6
6	1355,3	13291,0	500,2	26,6

Elaborado por: El Investigador

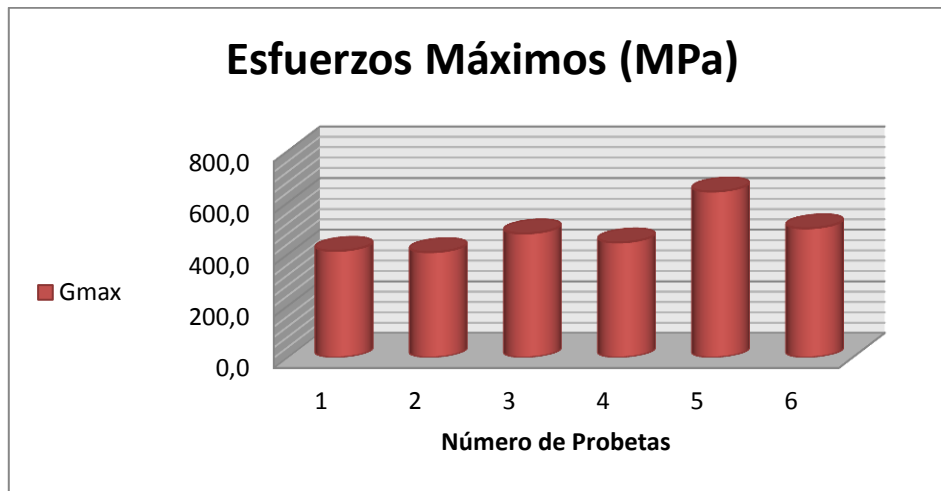


Figura 4. 35 Promedio de Esfuerzos Máximos
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 38 Datos Técnicos del material compuesto testigo

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE CARBONO				
Fecha:	09-abr-15	Cuidad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica Nacional			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen	Norma:	D3039-00	
Tipo de Ensayo:	Tracción	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volumétrica	31%	
Refuerzo:	Carbono, Kevlar, Honeycomb	Frac. Volumétrica	69%	
Orden de capas:	Fc-Fc- H-K-Fc	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-45-45-45-0	Velocidad de Ensayo	5mm/min	
Dimensión de probetas (mm)	25 x 250 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(CP I)#	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm ²)
1	x	x	x	x
2	40,3	395,2	2,1	188,6
3	37,1	363,8	1,9	192,7
4	38,8	380,5	2,1	185,6
5	35,5	348,1	1,8	194,2
6	43,6	427,6	2,3	184,0

Elaborado por: El Investigador

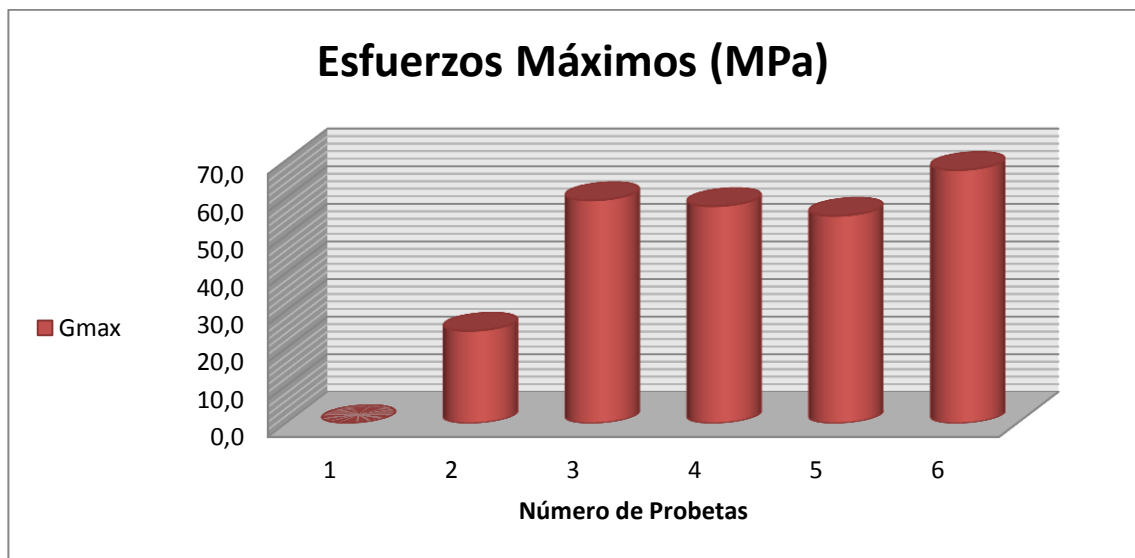


Figura 4. 36 Promedio de Esfuerzos Máximos
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 39 Resultados Obtenidos en Ensayos a Tracción para el fuselaje de Carbono

SECCION	CONFIGURACIONES	CARGA MÁXIMA (N)	PAR	ESFUERZO MÁXIMO (MPa)	PAR
LATERALES	TLC	10791,7		419,7	
	CL III	13026,3		481,5	
PISO	TPC	7432,7		39,2	
	CP I	10018,2		52,8	

PARÁMETROS DE ACEPTACION O RECHAZO
 Rojo = Resultado NO ACEPTABLE
 Amarillo = Resultado MEDIANAMENTE ACEPTABLE
 Verde = Resultado ACEPTABLE.

B. FIBRA DE VIDRIO

Tabla 4. 40 Datos Técnicos del material compuesto testigo

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE VIDRIO				
Fecha:	09-abr-15	Cuidad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica Nacional			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen	Norma:	D3039-00	
Tipo de Ensayo:	Tracción	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica	26%	
Refuerzo:	Fibra de Vidrio, Kevlar	Frac. Volúmetrica	74%	
Orden de capas:	Fv-Fc-K-Fc-Fv	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-45-0-45-0	Velocidad de Ensayo	5mm/min	

Dimensión de probetas (mm)	25 x 250 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(VL IV) #	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm2)
1	1660,7	16285,9	496,9	32,8
2	1499,3	14703,1	403,2	36,5
3	1562,5	15322,9	453,8	33,8
4	1642,6	16108,6	488,0	33,0
5	1426,7	13991,1	404,0	34,6
6	1478,9	14503,1	387,2	37,5

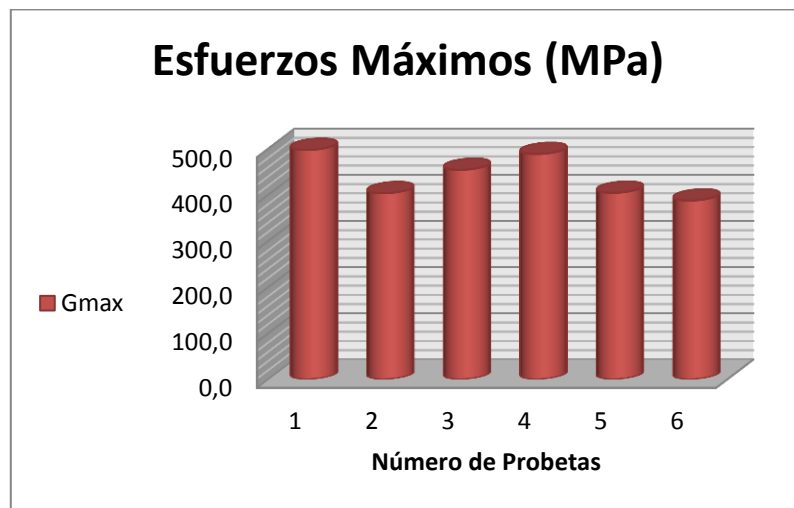


Figura 4. 37 Promedio de Esfuerzos Máximos
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 41 Datos Técnicos del material compuesto testigo

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE VIDRIO				
Fecha:	09-abr-15	Cuidad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica Nacional			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen		Norma:	D3039-00
Tipo de Ensayo:	Tracción	Estratificación:		Vacío
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica		24%
Refuerzo:	Vidrio, Kevlar, Honeycomb	Frac. Volúmetrica		76%
Orden de capas:	Fv-Fv- H-K-Fv-Fv	Num. de probetas		6

Orientación fibras:	0-0-45-45-0-0	Velocidad de Ensayo	5mm/min	
Dimensión de probetas (mm)	13 x 160 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(VP I)#	Carga Máxima (Kgf)	Carga Máxima (N)	Esfuerzo Máximo (Mpa)	Area (mm ²)
1	1531,7	15020,8	77,0	195,1
2	1499,3	14703,1	78,5	187,3
3	1186,3	11633,9	59,3	196,3
4	1272,9	12482,6	64,9	192,3
5	1582,9	15522,6	80,3	193,3
6	x	x	x	x

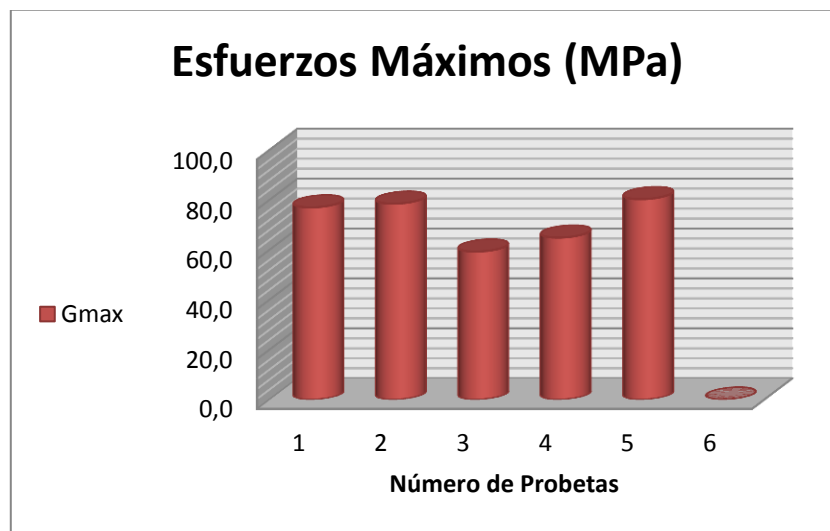


Figura 4. 38 Promedio de Esfuerzos Máximos
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 42 Resultados Promedios Obtenidos en Ensayos a Tracción para el fuselaje de Vidrio

SECCION	CONFIGURACIONES	CARGA MÁXIMA (N)	PAR	ESFUERZO MÁXIMO (MPa)	PAR
LATERALES	TLV	10955,2		325,6	
	VL IV	15152,5		438,8	
PISO	TPV	8076,3		42,0	
	VP I	13872,6		72,0	

PARÁMETROS DE ACEPTACION O RECHAZO

Rojo = Resultado NO ACEPTABLE

Amarillo = Resultado MEDIANAMENTE ACEPTABLE

Verde = Resultado ACEPTABLE.

4.1.18.3 ENERGÍA DE IMPACTO

Se caracterizaron seis probetas de los materiales compuestos en estudio, que dieron mejores resultados de los ensayos anteriores a flexión, bajo características geométricas establecidas en la Norma ASTM D5628, las cuales se sometieron a impacto de dardo a diferentes alturas a partir de la altura inicial de 900mm en la máquina de impacto de dardo para polímeros, hasta determinar la altura a la que las probetas se rompían, determinando así la altura máxima de ruptura de impacto y considerando la masa del dardo y sabiendo el factor de conversión a (J) que es de $9,80665 \times 10^{-3}$, esto si la altura (h) está dada en mm y la masa (w) está dada en kg, como lo muestra la siguiente relación:

$$MEF = hwf$$

Dónde:

MEF = Resistencia Máxima al Impacto o Energía Máxima de Ruptura (J)

h = Altura Máxima de Ruptura (mm)

w = Masa Máxima de Ruptura (kg)

f = Factor de Conversión a Joules. (f = $9,80665 \times 10^{-3}$ si h=mm y w=kg.)

A. FIBRA DE CARBONO

Tabla 4. 43 Datos Técnicos del material compuesto testigo

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE CARBONO				
Fecha:	09-abr-15	Ciudad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica Nacional			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen		Norma:	D5628
Tipo de Ensayo:	Impacto	Estratificación:		Vacío
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica		31%
Refuerzo:	Fibra de Carbono, Kevlar	Frac. Volúmetrica		69%
Orden de capas:	Fc-Fc-K-Fc	Num. de probetas		6
Orientación fibras:	0-45-45-0	Velocidad de Ensayo		---

Dimensión de probetas (mm)	58 x 58 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(CL III)#	Masa Impactador(Kg)	Altura (mm)	Altura (m)	MEF (J)
1	0,4	1100,0	1,10	4,3
2	0,4	1400,0	1,40	5,5
3	0,4	1300,0	1,30	5,1
4	0,4	1350,0	1,35	5,3
5	0,4	1200,0	1,20	4,7
6	0,4	1100,0	1,10	4,3

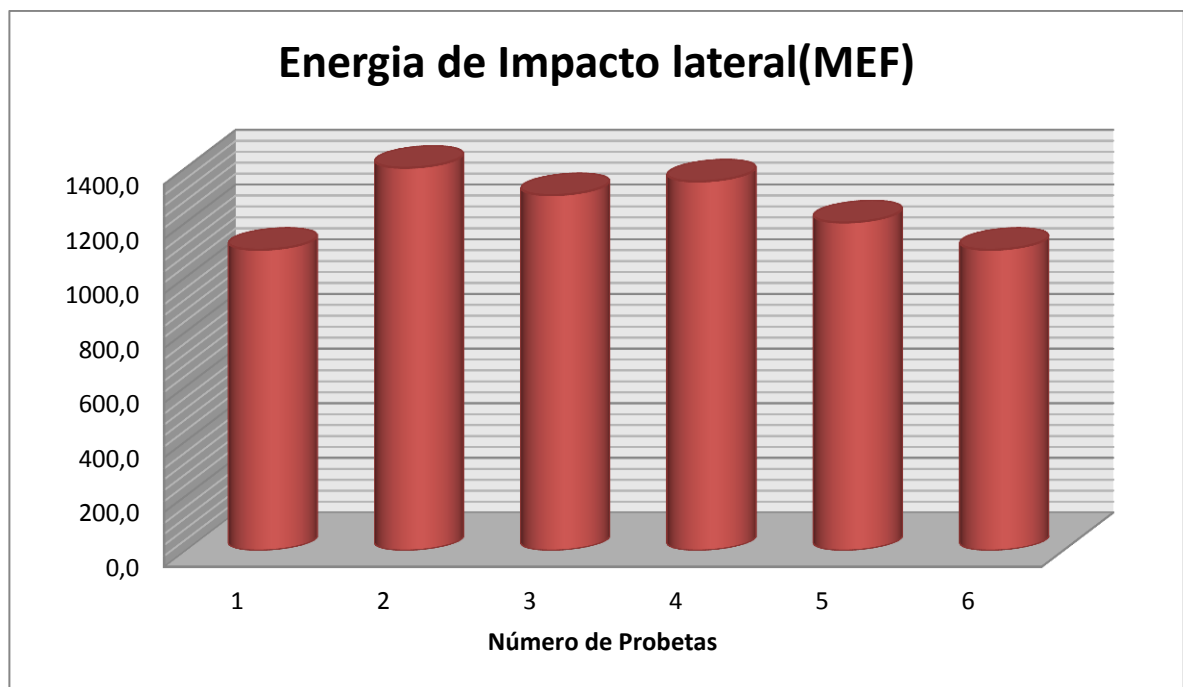


Figura 4. 39 Promedio de Alturas de caída de dardo

Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 44 Datos Técnicos del material compuesto testigo

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE CARBONO				
Fecha:	09-abr-15	Ciudad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica Nacional			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen		Norma:	D3039-00
Tipo de Ensayo:	Tracción	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica		31%

Refuerzo:	Carbono, Kevlar, Honeycomb	Frac. Volúmetrica		69%
Orden de capas:	Fc-Fc- H-K-Fc	Num. de probetas		6
Orientación fibras:	0-45-45-45-0	Velocidad de Ensayo		5mm/min
Dimensión de probetas (mm)	25 x 250 x espesor	Responsable:		Jácome A.
DATOS Y RESULTADOS				
(CP I)#	Masa Impactador(Kg)	Altura (mm)	Altura (m)	MEF (J)
1	0,4	1500,0	1,50	5,9
2	0,4	1550,0	1,55	6,1
3	0,4	1490,0	1,49	5,8
4	0,4	1480,0	1,48	5,8
5	0,4	1490,0	1,49	5,8
6	0,4	1490,0	1,49	5,8

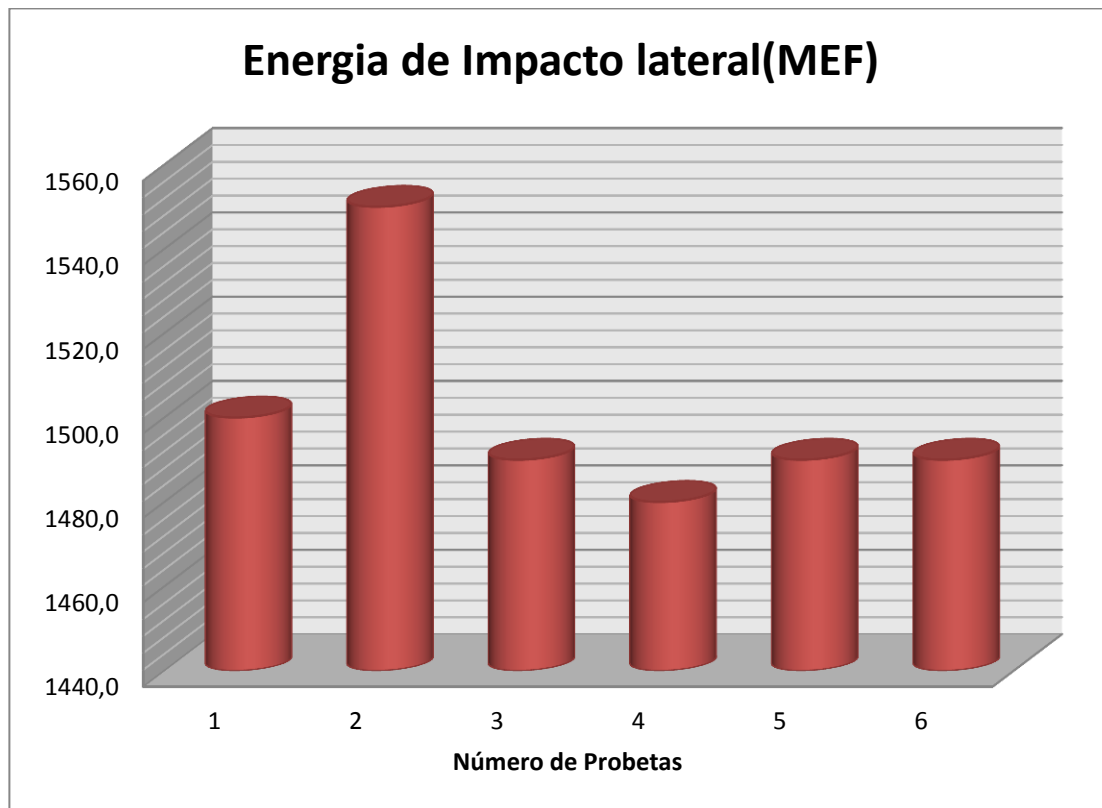


Figura 4. 40 Promedio de Alturas de caída de dardo
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 45 Resultados Promedios Obtenidos en Ensayos de Impacto para el fuselaje de Carbono

SECCION	CONFIGURACIONES	ALTURA DE CAIDA mm	PAR	ENERGIA DE IMPACTO J	PAR
LATERALES	ILC	768,0		1,6	
	CL III	1241,7		4,9	
PISO	IPC	1250,0		2,6	
	CP I	1500,0		5,9	
PARÁMETROS DE ACEPTACION O RECHAZO(PAR) Rojo = Resultado NO ACEPTABLE Amarillo = Resultado MEDIANAMENTE ACEPTABLE Verde = Resultado ACEPTABLE.					

Elaborado por: El Investigador

B. FIBRA DE VIDRIO

Tabla 4. 46 Datos Técnicos del material compuesto testigo

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE CARBONO				
Fecha:	09-abr-15	Ciudad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica Nacional			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen	Norma:	D5628	
Tipo de Ensayo:	Impacto	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica	26%	
Refuerzo:	Fibra de Vidrio, Kevlar	Frac. Volúmetrica	74%	
Orden de capas:	Fv-Fc-K-Fc-Fv	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-45-0-45-0	Velocidad de Ensayo	---	
Dimensión de probetas (mm)	58 x 58 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(VL IV) #	Masa Impactador(Kg)	Altura (mm)	Altura (m)	MEF (J)
1	0,4	1300,0	1,30	5,1
2	0,4	1100,0	1,10	4,3
3	0,4	1150,0	1,15	4,5
4	0,4	1180,0	1,18	4,6
5	0,4	1140,0	1,14	4,5
6	0,4	1190,0	1,19	4,7

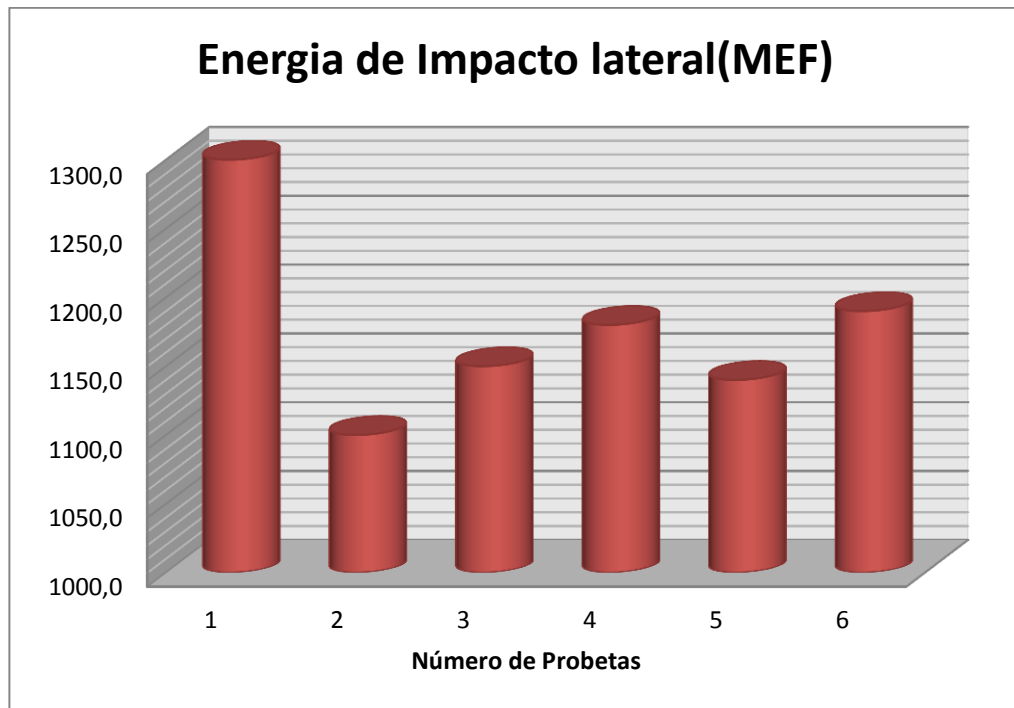


Figura 4. 41 Promedio de Alturas de caída de dardo
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 47 Datos Técnicos del material compuesto testigo

DATOS TÉCNICOS DEL MATERIAL COMPUESTO TESTIGO DE LAS PRUEBAS INICIALES				
COMPUESTO PREDOMINANTE - FIBRA DE CARBONO				
Fecha:	09-abr-15	Ciudad:	Quito	
Lugar:	Laboratorio de nuevos materiales de la Escuela Politécnica Nacional			
Máquina:	Maquina Universal Tinius Olsen		Norma:	D5628
Tipo de Ensayo:	Impacto	Estratificación:	Vacío	
Matriz:	Resina Epoxi	Frac. Volúmetrica	24%	
Refuerzo:	Fib de Vid, Kevlar, Honey	Frac. Volúmetrica	76%	
Orden de capas:	Fv-Fv- H-K-Fv-Fv	Num. de probetas	6	
Orientación fibras:	0-0-45-45-0-0	Velocidad de Ensayo	---	
Dimensión de probetas (mm)	58 x 58 x espesor	Responsable:	Jácome A.	
DATOS Y RESULTADOS				
(VP I)#	Masa Impactador(Kg)	Altura (mm)	Altura (m)	MEF (J)
1	0,4	1200,0	1,20	4,7
2	0,4	1210,0	1,21	4,7
3	0,4	1190,0	1,19	4,7

4	0,4	1180,0	1,18	4,6
5	0,4	1190,0	1,19	4,7
6	0,4	1200,0	1,20	4,7

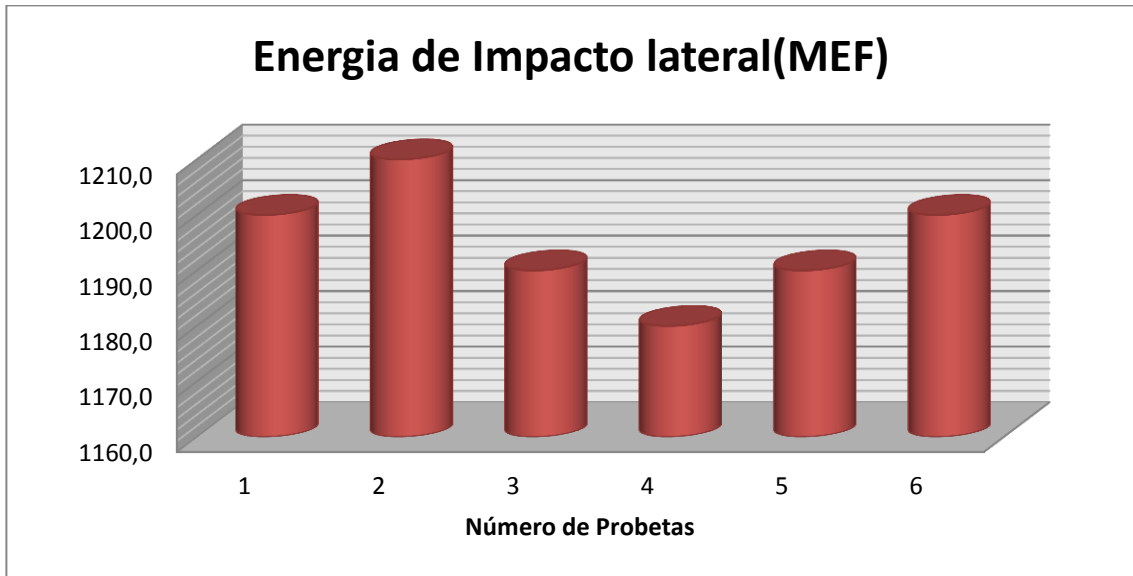


Figura 4. 42 Promedio de Alturas de caída de dardo
Elaborado por: El Investigador

Tabla 4. 48 Resultados Promedios Obtenidos en Ensayos de Impacto para el fuselaje de Vidrio

SECCION	CONFIGURACIONES	ALTURA DE CAIDA mm	PAR	ENERGIA DE IMPACTO J	PAR
LATERALES	ILV	756,000		1,602	
	VL IV	1176,7		4,6	
PISO	IPV	1108,0		2,348	
	VP I	1195,0		4,7	

PARÁMETROS DE ACEPTACION O RECHAZO
 Rojo = Resultado NO ACEPTABLE
 Amarillo = Resultado MEDIANAMENTE ACEPTABLE
 Verde = Resultado ACEPTABLE.

Elaborado por: El Investigador

4.2 INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS

Del análisis realizado en los datos técnicos correspondientes a la caracterización mecánica a flexión, tracción e impacto, se propone la siguiente Tabla de resumen de resultados de las mismas.

Tabla 4. 49 Resultados Promedios obtenidos en el presente estudio

EVALUACION DE PROPIEDADES MECANICAS EN LOS ENSAYOS										
Mat. Base	Sección	FLEXIÓN			TRACCIÓN			IMPACTO		
		Código Configuración	Esfuerzo Máximo (Mpa)	dif	Código Configuración	Esfuerzo Máximo (Mpa)	dif	Código Configuración	Energía de Impacto (J)	dif
CARBONO	Lateral	FLC	386,1		TLC	419,7		ILC	1,6	
		CL I	342		CL I	CL I
		CL II	385		CL II	422,4		CL II	2	
		CL III	420,1		CL III	481,5		CL III	4,9	
		CL IV	57		CL IV	CL IV
	Piso	FPC	7		TPC	39,2		IPC	2,6	
		CP I	16,1		CP I	52,8		CP I	5,9	
		CP II	6,9		CP II	CP II
VIDRIO	Lateral	FLV	329,3		TLV	325,6		ILV	1,6	
		VL I	317		VL I	VL I
		VL II	357,6		VL II	VL II
		VL III	375,5		VL III	336,1		VL III	1,9	
		VL IV	398		VL IV	438,8		VL IV	4,6	
	Piso	FPV	6,3		TPV	42		IPV	2,348	
		VP I	15,9		VP I	72		VP I	4,7	
		VP II	7		VP II	VP II

Elaborado por: El Investigador

OBSERVACIONES

Parámetros De Aceptación O Rechazo

Rojo = Resultado No Aceptable

Amarillo = Resultado Medianamente Aceptable

Verde = Resultado Aceptable.

Morado= Resultado Preliminar

De lo evaluado en la tabla de resultados, se establece que el material compuesto que presentó mejor comportamiento a la combinación de propiedades mecánicas aplicadas al Fuselaje de los Vehículos aéreos No Tripulados (UAV's) para el Material base y las Secciones son:

A. Fuselaje de Fibra de Carbono

- Lateral: 69% de Refuerzo y 31% de Matriz con estratificación manual y al vacío; con orden de capas, Fc-Fc-K-Fc y una orientación de las fibras, 0-45-45-0.
- Piso: 69% de Refuerzo y 31% de Matriz con estratificación manual y al vacío; con orden de capas, Fc-Fc-H-K-Fc y una orientación de la fibras, 0-45-45-45-0.

B. Fuselaje de Fibra de Vidrio

- Lateral: 74% de Refuerzo y 26% de Matriz con estratificación manual y al vacío; con orden de capas, Fv-Fc-K-Fc-Fv y una orientación de las fibras, 0-45-0-45-0.
- Piso: 76% de Refuerzo y 24% de Matriz con estratificación manual y al vacío; con orden de capas, Fv-Fv-H-K-Fv Fv y una orientación de la fibras, 0-0-45-45-0-0.

4.3 VERIFICACIÓN DE LA HIPÓTESIS

Para la verificación de la hipótesis se utilizara el estadígrafo de la t de student que corresponde a poblaciones reducidas con menos de 30 casos, siendo así; se plantea el siguiente proceso de verificación:

4.3.1 PLANTEO DE HIPÓTESIS

4.3.1.1 MODELO LÓGICO

H₀: Por el Estudio de la Configuración Estructural de los Materiales Compuestos Sintéticos Estratificados de Matriz Epoxi no existe mejora en las Propiedades Mecánicas del Fuselaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE).

H₁: Por el Estudio de la Configuración Estructural de los Materiales Compuestos Sintéticos Estratificados de Matriz Epoxi existe mejora en las Propiedades Mecánicas del Fuselaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE).

4.3.1.2 MODELO MATEMÁTICO

Ho: $p_1 = p_2$

H1: $p_1 \neq p_2$

4.3.1.3 MODELO ESTADÍSTICO

Al intentar alcanzar una decisión, es útil hacer hipótesis sobre la población en estudio, tales hipótesis, que pueden ser o no ciertas, se llaman hipótesis estadísticas son, en general, enunciados acerca de las distribuciones de probabilidad de las poblaciones, en donde, el modelo estadístico se deriva del estimador puntual del parámetro que estamos probando y en ella basamos nuestra decisión acerca de si rechazar o no rechazar la Hipótesis Nula.

$$z = \frac{p - q}{\sqrt{(\rho * \varphi) \left(\frac{1}{n1} + \frac{1}{n2} \right)}}$$

De donde:

Z = estimador “z”

p1 = Probabilidad de aciertos de la VI

p2 = Probabilidad de aciertos de la VD

p̄ = Probabilidad de éxito conjunta

φ = Probabilidad de fracaso conjunta (1- p)

n1 = Número de casos de la VI

n2 = Número de casos de la VD

4.3.1.4 PROBABILIDAD

Para la comprobación de la hipótesis se realizará un ensayo bilateral, hacia las dos colas, con un nivel de significación $\alpha = 5\%$ obteniendo el siguiente “t”:

$$\text{Probabilidad (P)} = \frac{\alpha}{100} = \frac{5}{100} = 0.05$$

Como el análisis se lo hace para dos colas se tiene:

$$(P) = \frac{0.05}{100} = 0.025$$

Los grados de libertad de la muestra:

$$gl = n1 + n2 - 2 = 4 + 4 - 2 = 6$$

Con P y gl en la tabla de valores para “t” Student (Anexo 19):

$$t \text{ (Tablas)} = 2,447$$

Como se analiza a dos colas:

$$\pm 2,447$$

4.3.1.5 REGLA DE DECISIÓN

Se acepta la hipótesis alterna H1, El Estudio de la Configuración Estructural de los Materiales Compuestos Sintéticos Estratificados de Matriz Epoxi existe mejora en las Propiedades Mecánicas del Fuselaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV)

del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE), si el valor de t a calcularse se encuentra fuera del intervalo de $- 3,182$ a 3.182 , caso contrario si el valor se encuentra dentro del intervalo se acepta la H_0 , El Estudio de la Configuración Estructural de los Materiales Compuestos Sintéticos Estratificados de Matriz Epoxi no existe mejora en las Propiedades Mecánicas del Fuselaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE).

4.3.1.6 VERIFICACIÓN DE LA HIPÓTESIS CON RESPECTO AL MEJORAMIENTO A LA RESISTENCIA A TRACCIÓN.

Tabla 4. 50 Verificación Hipótesis Ensayos a Tracción

CONFIGURACIONES	ENSAYO A TRACCIÓN		D=EM1-EM2	D^2
	ANTES	DESPUES		
TLV/VL IV	EM1 (Mpa) 325,6	EM2 (Mpa) 438,8	-113,2	12814,24
TLC/CL III	419,7	481,5	-61,8	3819,24
TPV/VP I	42	72	-30	900
TPC/CP I	39,2	52,8	-13,6	184,96
SUMATORIA	826,5	1045,1	-218,6	17718,44
PROMEDIO	206,625	261,275	-54,65	

Elaborado por: El Investigador

Calculando la Varianza de las Diferencias:

$$S^2d = \frac{(\sum D^2) - \frac{(\sum D)^2}{n}}{n(n-1)} = \frac{(17718,44) - \frac{(-218,6)^2}{4}}{4(4-1)} = 481$$

$$Sd = \sqrt{S^2d} = 21,93$$

$$t = \frac{\bar{D}}{Sd} = \frac{-54,65}{21,93} = -2,49$$

Se encuentra fuera del intervalo ± 2.447 , por lo tanto se acepta la H1, es decir mejora en las Propiedades Mecánicas del Fuselaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE).

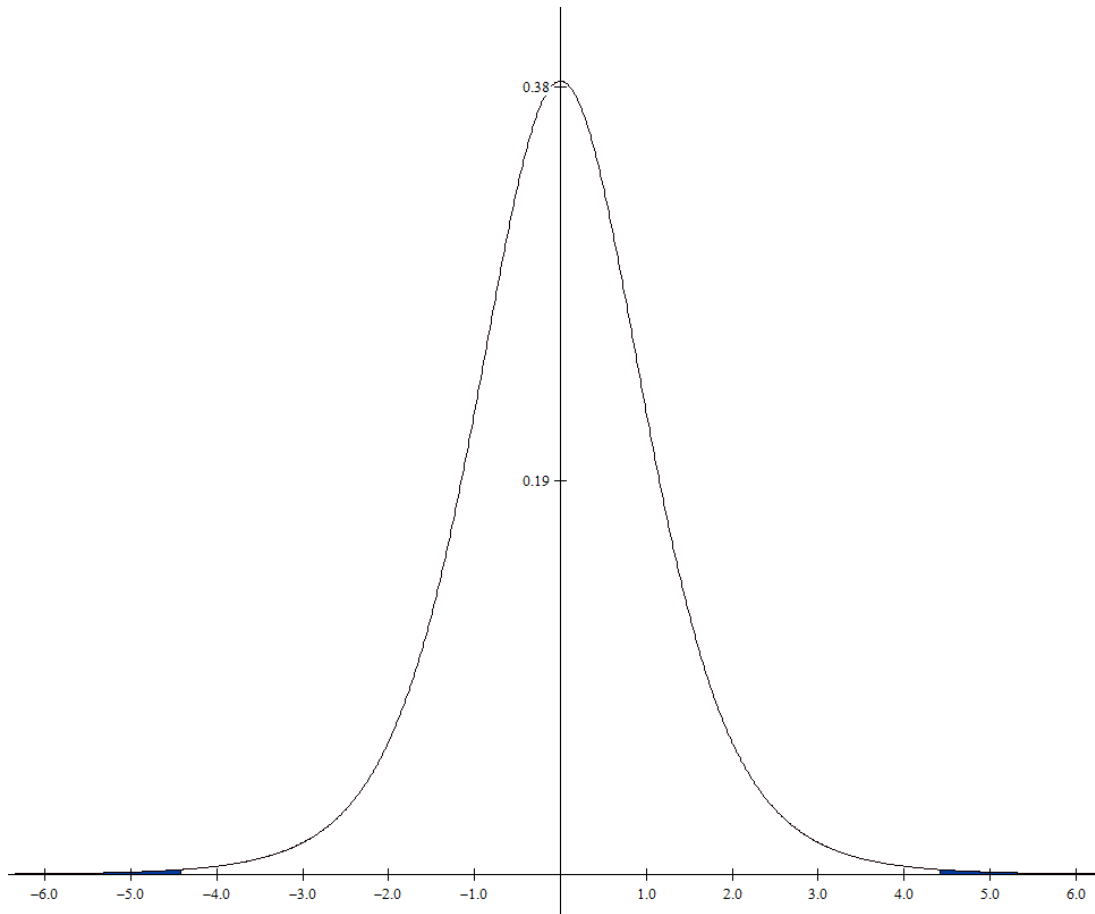


Figura 4. 43 Gráfica t Student para Tracción
Elaborado por: El Investigador

4.3.1.7 VERIFICACIÓN DE LA HIPÓTESIS CON RESPECTO AL MEJORAMIENTO A LA RESISTENCIA A FLEXIÓN.

Como el Ensayo a Flexión fue el testigo para los ensayos a Tracción e Impacto y encontrar así las configuraciones q mejor comportamiento tuvieron se analiza así:

$$\text{Probabilidad } (P) = \frac{\alpha}{100} = \frac{5}{100} = 0.05$$

Los grados de libertad de la muestra:

$$gl = n1 + n2 - 2 = 4 + 12 - 2 = 14$$

Con P y gl en la tabla de valores para “t” Student (Anexo 19):

$$t \text{ (Tablas)} = 1,761$$

Como se analiza a dos colas:

$$\pm 1,761$$

Tabla 4. 51 Verificación Hipótesis Ensayos a Flexión

CONFIGURACIONES	ENSAYO A FLEXIÓN		D=EM1-EM2	D^2
	ANTES	DESPUES		
FLV/VL IV	EM1 (Mpa) 329,3	EM2 (Mpa) 398	-68,7	4719,69
FLC/CL III	386,1	420,1	-34	1156
FPV/VP I	6,3	15,9	-9,6	92,16
FPC/CP I	15,5	16,1	-0,6	0,36
SUMATORIA	737,2	850,1	-112,9	5968,21
PROMEDIO	184,3	212,525	-28,225	

Elaborado por: El Investigador

Calculando la Varianza de las Diferencias:

$$S^2d = \frac{(\sum D^2) - \frac{(\sum D)^2}{n}}{n(n-1)} = \frac{5968,21 - \frac{(-112,9)^2}{4}}{4(4-1)} = 231,8$$

$$Sd = \sqrt{S^2d} = 15,225$$

$$t = \frac{\bar{D}}{Sd} = \frac{-28,225}{15,225} = -1,85$$

Se encuentra fuera del intervalo $\pm 1,761$, por lo tanto se acepta la H1, es decir mejora las Propiedades Mecánicas del Fuselaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE).

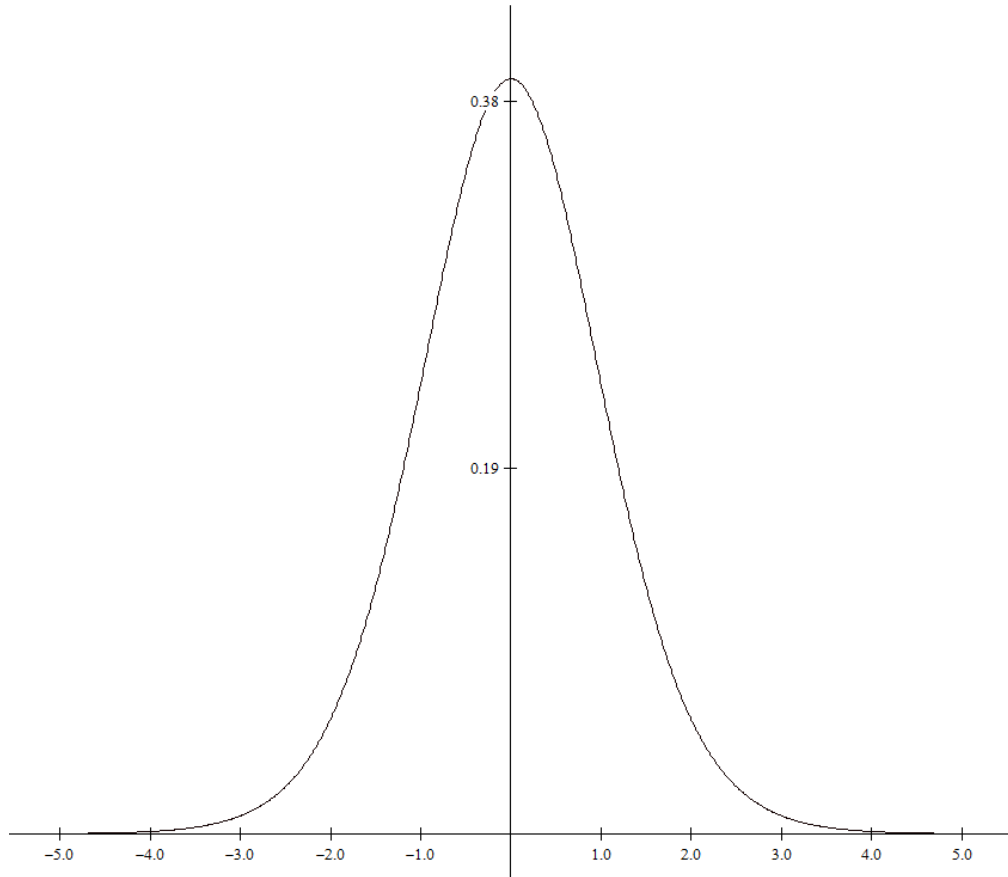


Figura 4. 44 Gráfica t Student para Flexión
Elaborado por: El Investigador

4.3.1.8 VERIFICACIÓN DE LA HIPÓTESIS CON RESPECTO AL MEJORAMIENTO A LA RESISTENCIA AL IMPACTO.

Tabla 4. 52 Verificación Hipótesis Ensayos a Impacto

CONFIGURACIONES	ENSAYO A IMPACTO		D=EM1-EM2	D^2
	ANTES	DESPUES		
ILV/VL IV	1,602	4,6	-2,998	8,988004
ILC/CL III	1,628	4,9	-3,272	10,70598
IPV/VP I	2,348	4,7	-2,352	5,531904
IPC/CP I	2,649	5,9	-3,251	10,569
SUMATORIA	8,227	20,1	-11,873	35,79489
PROMEDIO	2,05675	5,025	-2,96825	

Elaborado por: El Investigador

Calculando la Varianza de las Diferencias:

$$S^2d = \frac{(\sum D^2) - \frac{(\sum D)^2}{n}}{n(n-1)} = \frac{(35,79489) - \frac{(-11,873)^2}{4}}{4(4-1)} = 0,046$$

$$Sd = \sqrt{S^2d} = 0,2146$$

$$t = \frac{\bar{D}}{Sd} = \frac{-2,96825}{0,2146} = -13,83$$

Se encuentra fuera del intervalo ± 2.447 , por lo tanto se acepta la H1, es decir mejora las Propiedades Mecánicas del Fuselaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE).

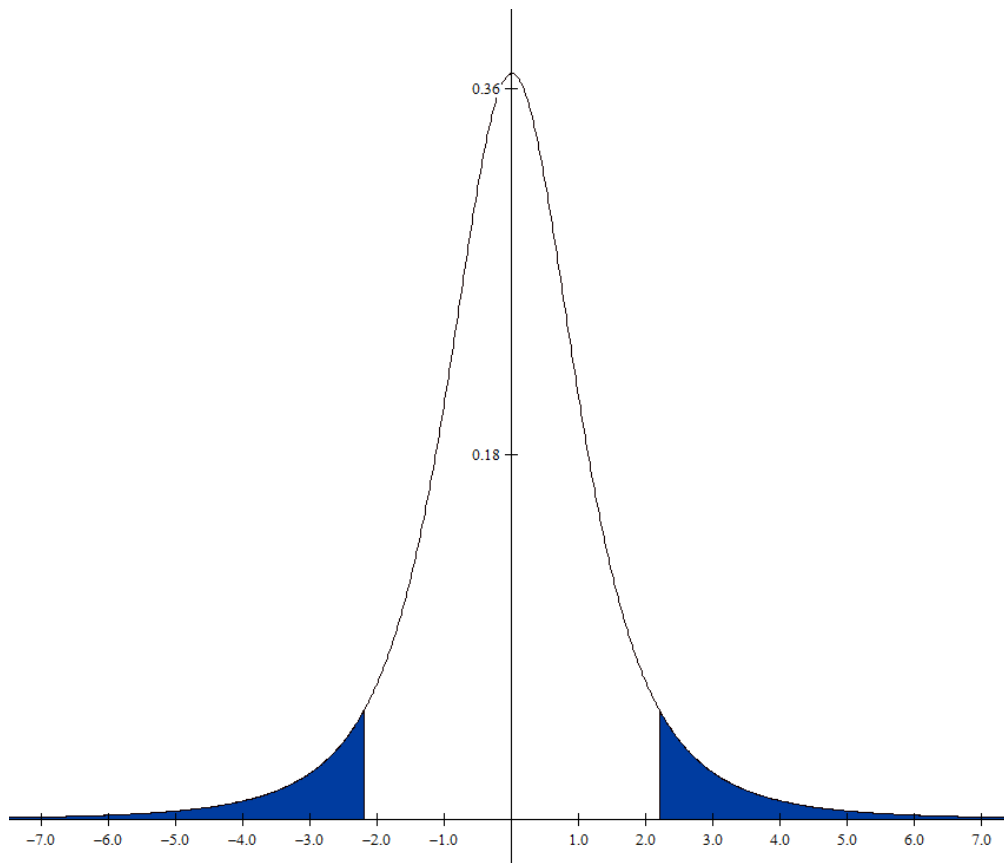


Figura 4. 45 Gráfica t Student para Impacto
Elaborado por: El Investigador

4.3.1.9 CONCLUSIÓN

Tabla 4. 53 Verificación Hipótesis Para Ensayos Mecánicos

HIPÓTESIS	"T" TABLAS	"T" CALCULADO	Ho	H1
TRACCIÓN	±2,447	-2,49		SI
FLEXIÓN	±1,761	-1,85		SI
IMPACTO	±2,447	-13,83		SI

Elaborado por: El Investigador

Para finalizar con el desarrollo del presente estudio se establece que las Propiedades Mecánicas del Fuselaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) que actualmente se diseñan y construyen en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE), se los tomó como referencia para establecer las nuevas configuraciones estructurales específicamente del Fuselaje de los UAV's que son dos tipos (Fibra de Vidrio y Fibra de Carbono que se toma como material base) con lo cual se obtuvo caracterizaciones mecánicas y propiedades físicas, tanto de las secciones de los Fuselajes Actuales, $F_v+K+K+K+F_v$; $F_c+K+K+F_c$, para laterales y $F_v+K+H+K+K+F_v$; $F_c+K+H+K+F_c$, para piso, como también de las nuevas configuraciones de material compuesto en sus diferentes configuraciones, variando la fracción volumétrica y orientación de las fibras.

Los resultados obtenidos en la comprobación de la hipótesis para cada variable analizada, permitieron establecer la aceptación de la misma, mejorando las propiedades mecánicas del Fuselaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE), para esfuerzos de Tracción, Flexión e Impacto.

CAPÍTULO V

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

5.1 CONCLUSIONES.

Durante la recolección de información y el análisis de los datos, principalmente de las propiedades mecánicas a tracción, flexión e impacto del material con los que se diseñan y fabrican actualmente los Fuselajes de los Vehículos aéreos No Tripulados (UAV's) respecto a las posibles fracciones volumétricas y orientación de las fibras del nuevo material compuesto estudiado, se concluye a continuación qué:

- Las fichas técnicas que se disponen en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE), no son datos confiables en los que se pueda elaborar datos reales en las propiedades físicas, es por esto que se desarrolló pruebas reales en los materiales y en el ambiente que trabajan estos (Resina Epoxi). Así se obtuvieron densidades reales con las cuales se elaboró el estudio.
- Con los datos reales obtenidos en las propiedades físicas de los materiales compuestos, se determinó las fracciones volumétricas existentes en los fuselajes de los Vehículos aéreos No Tripulados (UAV's), con fracciones más coherentes de las que se obtenía en fichas técnicas de los mismos materiales, dado que se investigó en el medio que realmente actúan las fibras sintéticas es decir sumergidos en la propia resina epoxi y obteniendo resultados por gravimetría.

- Al momento de determinar las diferentes configuraciones se debe amparar en la experiencia de personas que están inmersas en el medio, aerotécnicos e ingenieros calificados y experimentados en la utilización de materiales compuestos, ya que sus ideas son objetivas y claras.
- Se propuso varias configuraciones, tomando como base a la Fibra de Carbono y la fibra de vidrio, no disminuyendo el número de capas y más bien asignando cierta orientación a las mismas, provocando con esto una demora en los tiempos de producción final y cierto desperdicio de material al dar cierta orientación a las fibras, mejoró las propiedades mecánicas pero al mismo tiempo produjo demora en el proceso de fabricación.
- Al momento del laminado o estratificación por vacío, no se tiene una idea clara de funcionamiento de los diferentes procesos para la extracción en demasía de Resina Epoxi; ya que el vacío que generan las bombas de presión negativa, no se tiene adecuado para la optimización de este muy importante proceso en la obtención del fuselaje.
- En la evaluación de las propiedades mecánicas se llegó a la conclusión de que no se cuenta con el equipo e instrumentación adecuadas para realizar dichos ensayos, produciendo un margen de error considerable al momento de realizar las pruebas en específico pruebas de impacto.

5.2 RECOMENDACIONES.

Finalizando el presente estudio que obtuvo grandes avances y dejó varias interrogantes, para esto se recomienda:

- El laminado de los materiales compuestos se deben trabajar con la respectiva protección para el usuario (guantes, gafas, mascarilla, etc) y una ventilación adecuada ya que la Resina es tóxica y las fibras al momento del corte expulsan residuos diminutos que afectan a la salud.
- El corte de las probetas bajo normativas, realizarlo en una sierra de pedestal y con una plantilla pegada a la superficie de corte, esto facilitará el trabajo y disminuirá el desperdicio de material.
- Es aconsejable para evitar el deslizamiento de las probetas a tracción, colocar unas lijas de agua gruesas, en los extremos de las mismas, para tener el agarre necesario en las mordazas y evitar la fatiga innecesaria del material.
- El diseño y construcción de un solo tipo de Fuselaje como material predominante la Fibra de Carbono, por sus excelentes propiedades mecánicas comprobadas y estudiadas, lo que permitirá una mayor optimización de los procesos y tiempos que llevan a la construcción del Fuselaje.
- Proponer una investigación para la optimización de recursos durante el proceso de extracción de aire en el enfundado de las secciones del Fuselaje, estudiando a profundidad la cantidad de Resina que se extrae y la presión a la cual está sometida cierta sección de fuselaje.
- Establecer un procedimiento o manual instructivo para la correcta utilización del equipo de ensayos de impacto.

CAPÍTULO VI

PROPUESTA

6.1 DATOS INFORMATIVOS.

Título:

Procedimiento para el método de prueba de resistencia de impacto basado en la norma técnica ASTM D-5628 para materiales compuestos sintéticos rígidos mediante la variación de la altura y masa de un proyectil.

Beneficiario:

El presente trabajo está dirigido a la contribución de investigadores de la Universidad Técnica de Ambato y aerotécnicos del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) con la finalidad de obtener mejores propiedades mecánicas en los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV).

Ubicación:

El presente manual instructivo de procedimiento para el método de prueba de resistencia de impacto basado en la norma técnica ASTM D-5628 para materiales compuestos sintéticos rígidos mediante la variación de la altura y masa de un dardo estará ubicado en la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica de La Universidad Técnica de Ambato.

6.2 ANTECEDENTES DE LA PROPUESTA.

Manuales instructivos se diseñan como parte de un proceso de industrialización y optimización de materiales compuestos rígidos, en países como México, se toma como iniciativa un proyecto de norma, el cual establece los métodos de prueba que abarcan la determinación de la energía que causa la falla de láminas de plástico bajo condiciones específicas de impacto mediante la caída libre de un dardo. Esta energía se expresa en términos de peso (masa) del dardo que cae desde una altura específica que resultaría en una falla del 50% de las muestras probadas.

Un manual Instructivo de procedimiento para el método de prueba de resistencia de impacto basado en la norma técnica ASTM D-5628 para materiales compuestos sintéticos rígidos mediante la variación de la altura y masa de un proyectil. Utilizando técnicas donde el objetivo es llegar al daño o fractura del material., resultando de gran interés porque pretenden conocer en qué punto se origina el daño en el material aun cuando este daño no sea visible, y esto es especialmente importante en materiales compuestos rígidos y en piezas que sean utilizadas como elementos de seguridad y/o en piezas donde por motivos económicos se precisa conocer el estado del material en todo momento.

6.3 JUSTIFICACIÓN.

En el país se están desarrollando varios tipos de materiales compuestos en fibras sintéticas y naturales, por lo que el análisis de las propiedades de fibra de carbono, fibra de vidrio, kevlar y honeycomb entre las sintéticas y fibra de piña, fibra de cabuya entre las naturales, necesitan pasar por un proceso. De esta forma, se trata de dar un valor agregado a los beneficios que brindan los materiales compuestos. Sin embargo, los estudios e investigaciones son recientes, y ninguno de ellos esta direccionado a la industria aeroespacial ecuatoriana, en la cual se elaboran gran cantidad de partes de materiales compuestos.

Materiales Compuestos los cuales se utilizan en combinaciones con la fibra de carbono, fibra de aramida, fibra de vidrio y honeycomb structure en partes específicas de los UAV's, se hace necesario comprobar los diferentes esfuerzos que estos materiales soportan. Uno de los esfuerzos más importantes y menos estudiados es la energía de impacto que estos materiales soportan al momento de una caída libre, por varias circunstancias, ya sea por fallo mecánico, eléctrico, electrónico, manual, etc., se ven sometidas a excesivas cargas de esfuerzo, lo que conlleva a una enorme fatiga y llegado al caso a la fractura de los materiales propuestos.

Existe la norma específica para calcular la energía de impacto y en la cual consta los estudios que se pueden realizar con especímenes de prueba mediante la caída de un proyectil y satisfacer esta necesidad.

Para la utilización de estos materiales compuestos sintéticos es necesario la implementación de un instructivo que encamine correctamente el estudio y su buen manejo, para conseguir así datos confiables y comprobados.

6.4 OBJETIVOS.

6.4.1 OBJETIVO GENERAL.

Elaborar un manual instructivo de procedimiento para el método de prueba de resistencia de impacto basado en la norma técnica ASTM D-5628 para materiales compuestos sintéticos rígidos mediante la variación de la altura y masa de un proyectil o dardo.

6.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS.

Determinar los requisitos mínimos que debe tener la máquina de acuerdo con la norma ASTM D-5628 para materiales compuestos sintéticos rígidos.

Diseñar un procedimiento didáctico para la correcta utilización de la norma ASTM D-5628 para materiales compuestos sintéticos rígidos.

Implantar un registro único de datos en la determinación de los esfuerzos máximos por impacto de la caída de un dardo.

6.5 ANÁLISIS DE FACTIBILIDAD.

Se determina que la elaboración de la propuesta es factible porque se tiene como base una versión en inglés de la norma ASTM D-5628 re aprobada en el 2001 (Anexo 6), además de instrumentos y equipo necesario.

Es necesario indicar que todos los elementos considerados para el desarrollo de la propuesta, tiene un costo prudencial y de fácil acceso en el mercado nacional, haciendo que este proyecto se pueda llevar a cabo.

6.6 FUNDAMENTACIÓN.

6.6.1 ALCANCE DEL MÉTODO DE PRUEBA

Este método de prueba comprende el desarrollo de un rango comparativo de los materiales según la energía que necesitaron para agrietar el piso al punto de rotura, especímenes plásticos rígidos bajo varias condiciones especificadas de impacto de un dardo en caída libre (Impactador).

Los valores de unidades en el Sistema Internacional (SI) son para ser considerados como la norma y valores en los cuales se pueda determinar todos sus parámetros de diseño, construcción de los especímenes y para calibración de la máquina de ensayo.

6.6.2 RESUMEN DEL MÉTODO DE PRUEBA

Se permite un dardo en caída libre para golpear un espécimen apoyado directamente. Ya sea un dardo con una masa fija con caída de varias alturas, o un dardo que tiene graduable masa puede caer desde una altura fija.



Figura 6. 1 Dardos y Masa adicional
Elaborado por: El Investigador

El procedimiento determina la energía (masa o altura) que causará el 50 % de falla en las muestras analizadas (energía media de fracaso).

La técnica utilizada para determinar la energía media de fallo es generalmente llamada el Bruceton o Método de Escalera o el Método de Arriba y Abajo (ASTM-D5628). Las pruebas se concentran cerca de la media, reduciendo el número de muestras requeridas para obtener una razonable estimación de la resistencia de impacto.



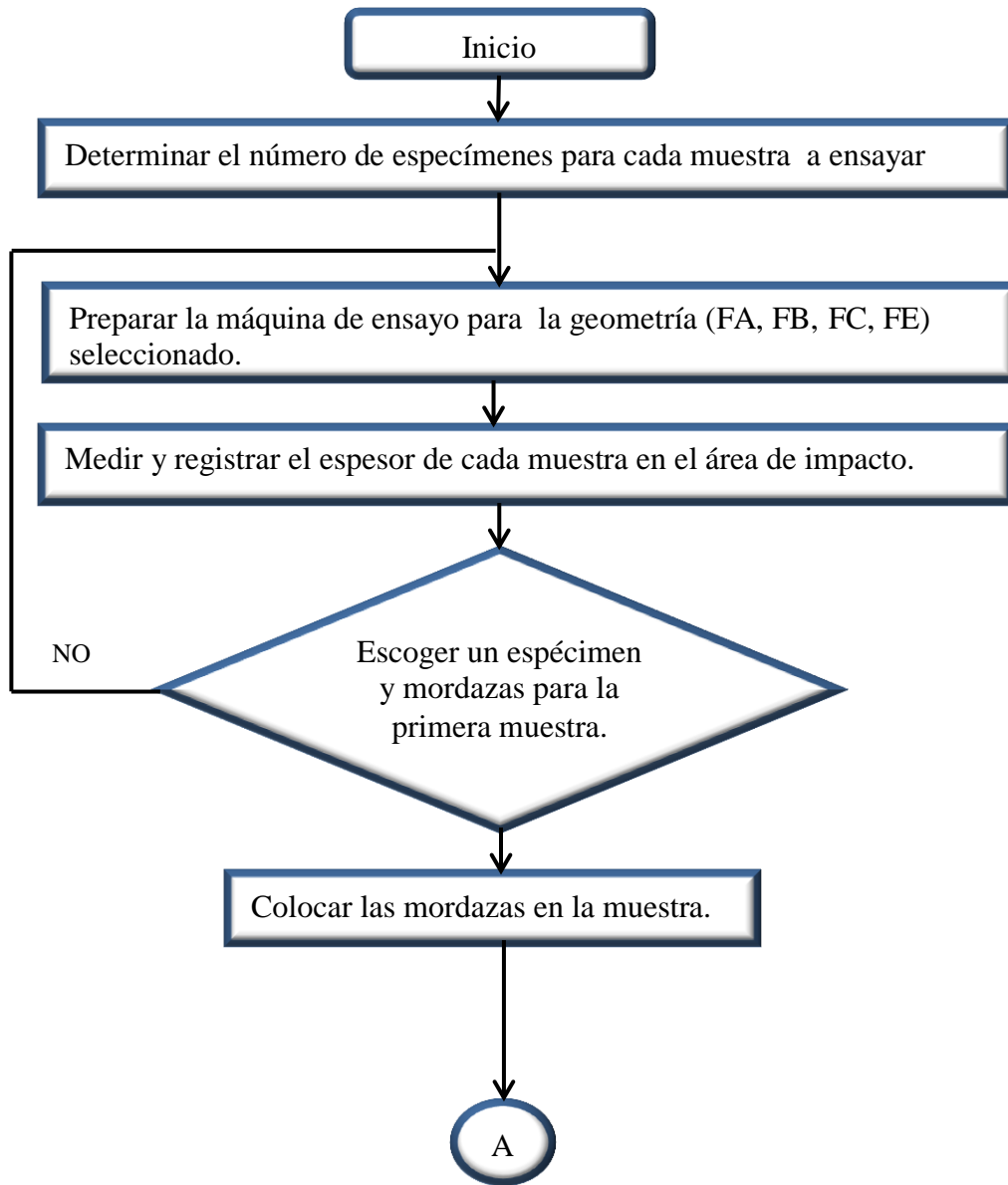
Figura 6. 2 Variación de masa del dardo
Elaborado por: El Investigador

Cada método de prueba permite el uso de diferentes dardos y geometrías de probetas para obtener diferentes modos de fallo, permitir la toma de muestras más fácil, o probar cantidades limitadas de material. No hay medios conocidos para correlacionar los resultados de las pruebas hechas por diferentes métodos o procedimientos de impacto

6.7 METODOLOGÍA. MODELO OPERATIVO

Para el establecimiento de la metodología, se ejecuta un manual instructivo de procedimiento para el método de prueba de resistencia de impacto basado en la norma técnica ASTM D-5628 para materiales compuestos sintéticos rígidos mediante la variación de la altura y masa de un proyectil.

Esta planificación se la realizará bajo el siguiente diagrama de flujo:



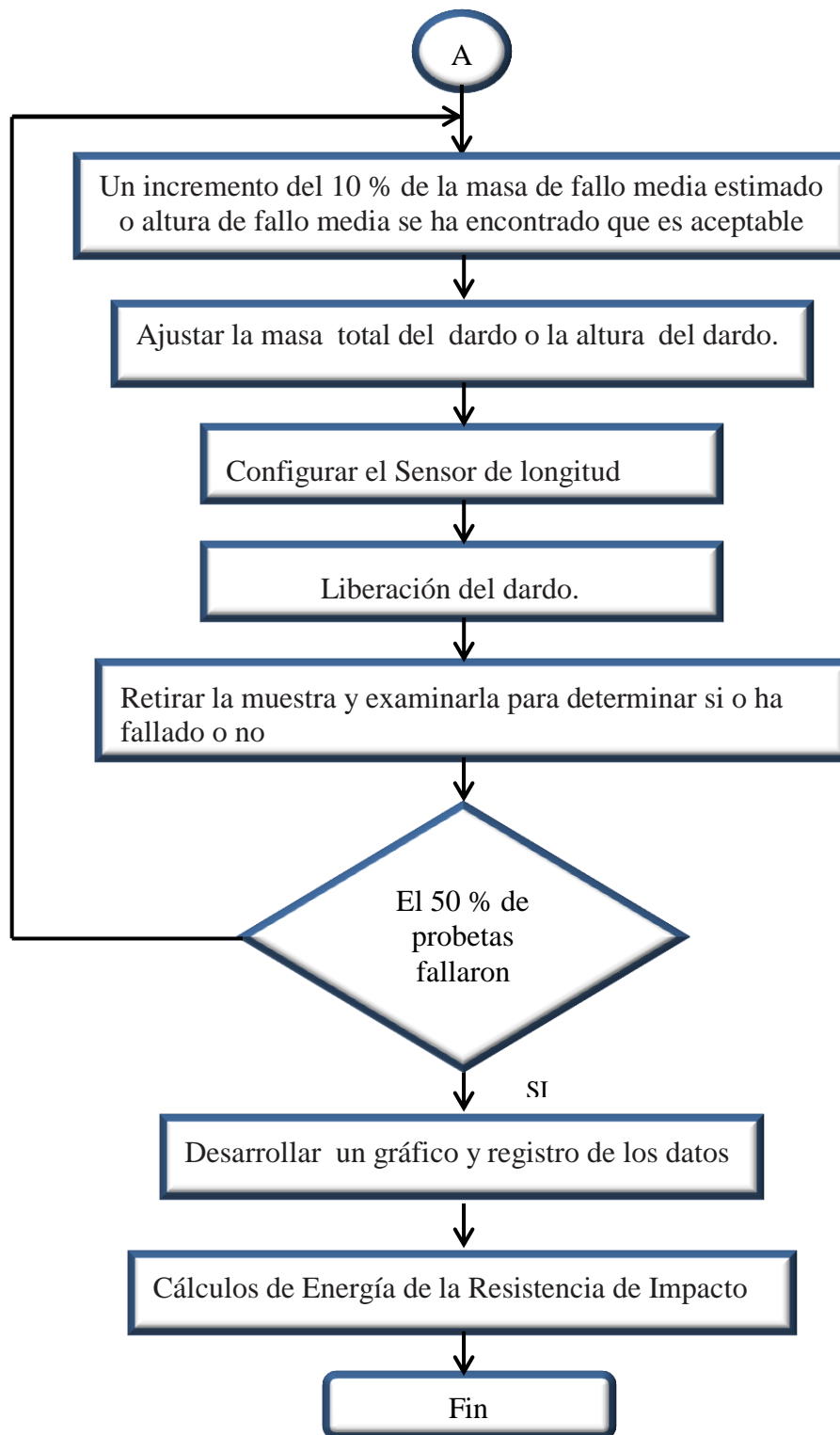




Figura 6. 3 Diagrama De Flujo del Proceso de Ensayo
 Elaborado por: El Investigador

6.7.1 PROCESO PARA EL MANUAL INSTRUCTIVO DE ENSAYO POR EL MÉTODO CAÍDA DE DARDO

	<p>UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERIA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA</p>		 FICM PMMEI-000
PROCESO PARA EL MANEJO DE LA MÁQUINA DE ENSAYOS DE IMPACTO POR CAÍDA DE DARDO (PMMEI)			
OBJETIVO:	Realizar el ensayo bajo normas técnicas de la ASTM , la cual determinará la energía necesaria de Impacto (MEF), para diagnosticar el fallo del material en ciertas condiciones especificadas.		
ALCANCE:	Este tipo de ensayo está predeterminado para materiales polímeros rígidos.		
RESPONSABLE:	El ensayo lo puede realizar, el investigador calificado con un título de 3er nivel, o un Egresado cursando los últimos semestres de una carrera técnica, con conocimientos en Ensayos Destructivos y Resistencia de Materiales.		
DEFINICIÓN:	El método de prueba para la Resistencia de Impacto, comprende el desarrollo de un rango comparativo según la energía que necesitaron para agrietar el piso al punto de rotura.		
REFERENCIAS:	D 618 Práctica para Condicionar Plásticos para Pruebas; D 1600 Terminología para abreviados Términos relacionados con plásticos; D 1709 Método de Prueba para Resistencia de Impacto de Película Plástica por el Método Libre de Caída de Dardo		
ELABORADO	Andrés Jácome		APROBADO
REVISADO	Ing. Mg. Juan Paredes		VALIDADO



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



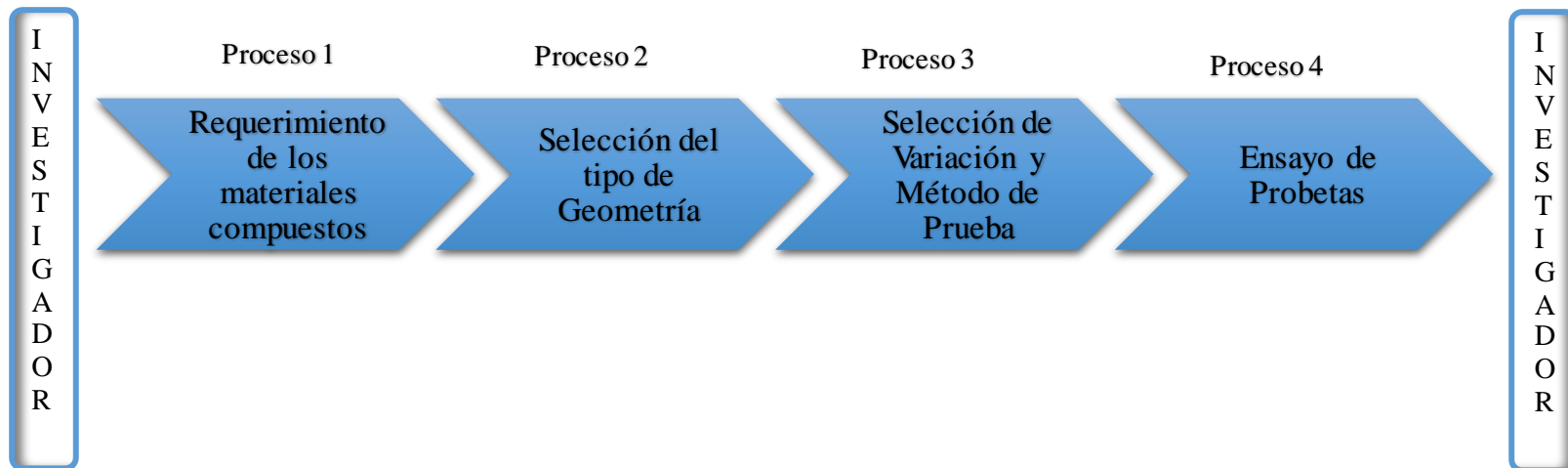
FICM PMMEI-001

PROCESO PARA EL MANEJO DE LA MÁQUINA DE ENSAYOS DE IMPACTO POR CAÍDA DE DARDO (PMMEI)

AREA DE MATERIALES

SUPERVISOR DE LABORATORIO

INVESTIGADOR



DEPARTAMENTO DE VALIDACIÓN

DEPARTAMENTO DE INVESTIGACIÓN

ELABORADO Andrés Jácome
 REVISADO Ing. Mg. Juan Paredes

Ing. Mg. Juan Paredes
 Ing. Mg. Juan Paredes

APROBADO
 VALIDADO



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



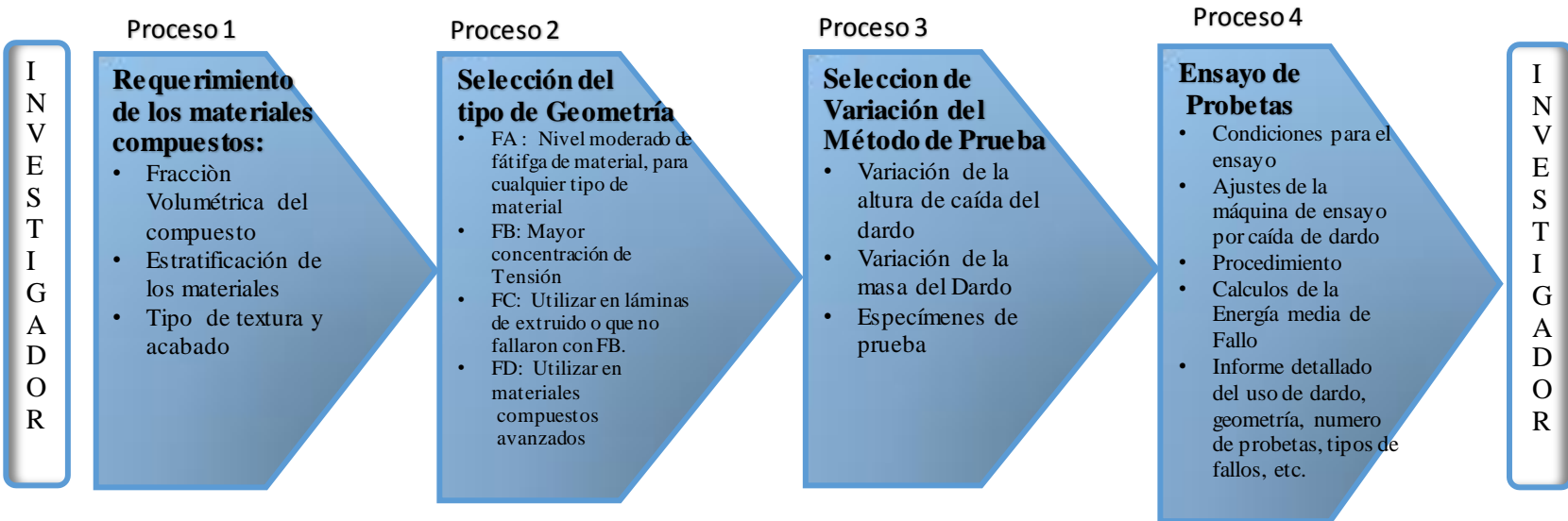
FICM PMMEI-002

PROCESO PARA EL MANEJO DE LA MÁQUINA DE ENSAYOS DE IMPACTO POR CAÍDA DE DARDO (PMMEI)

AREA DE MATERIALES

SUPERVISOR DE LABORATORIO

INVESTIGADOR



DEPARTAMENTO DE VALIDACIÓN

DEPARTAMENTO DE INVESTIGACIÓN

ELABORADO Andrés Jácome
REVISADO Ing. Mg. Juan Paredes

Ing. Mg. Juan Paredes
Ing. Mg. Juan Paredes

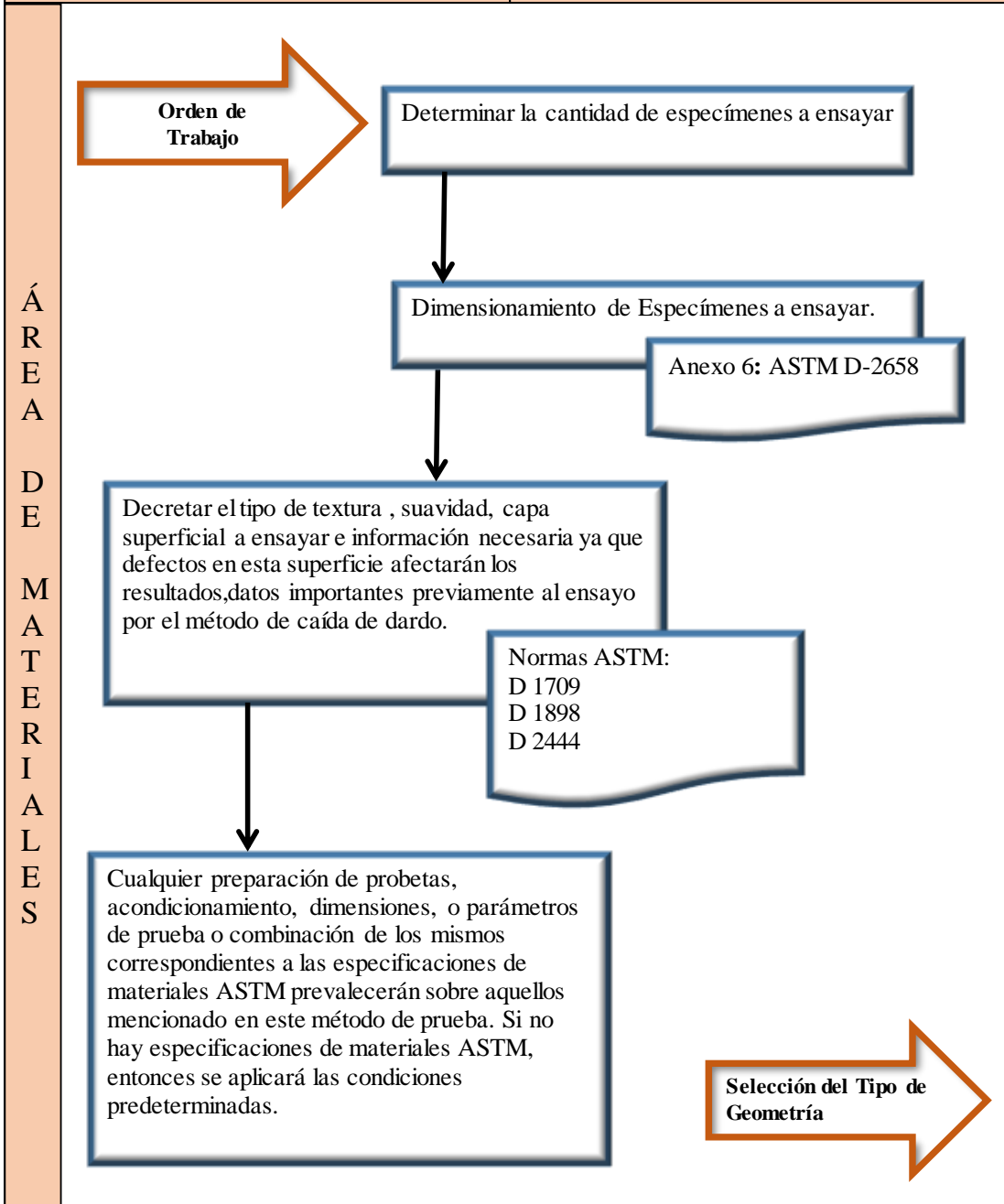
APROBADO
VALIDADO



PROCESO 1 (Requerimiento de los Materiales Compuestos)

Objetivo: Determinar el tipo de textura con el cual se iniciará los ensayos mecanicos de Resistencia al Impacto

Alcance: Previa autorización a la utilización de este equipo, debe especificarse el tipo de material a ensayar



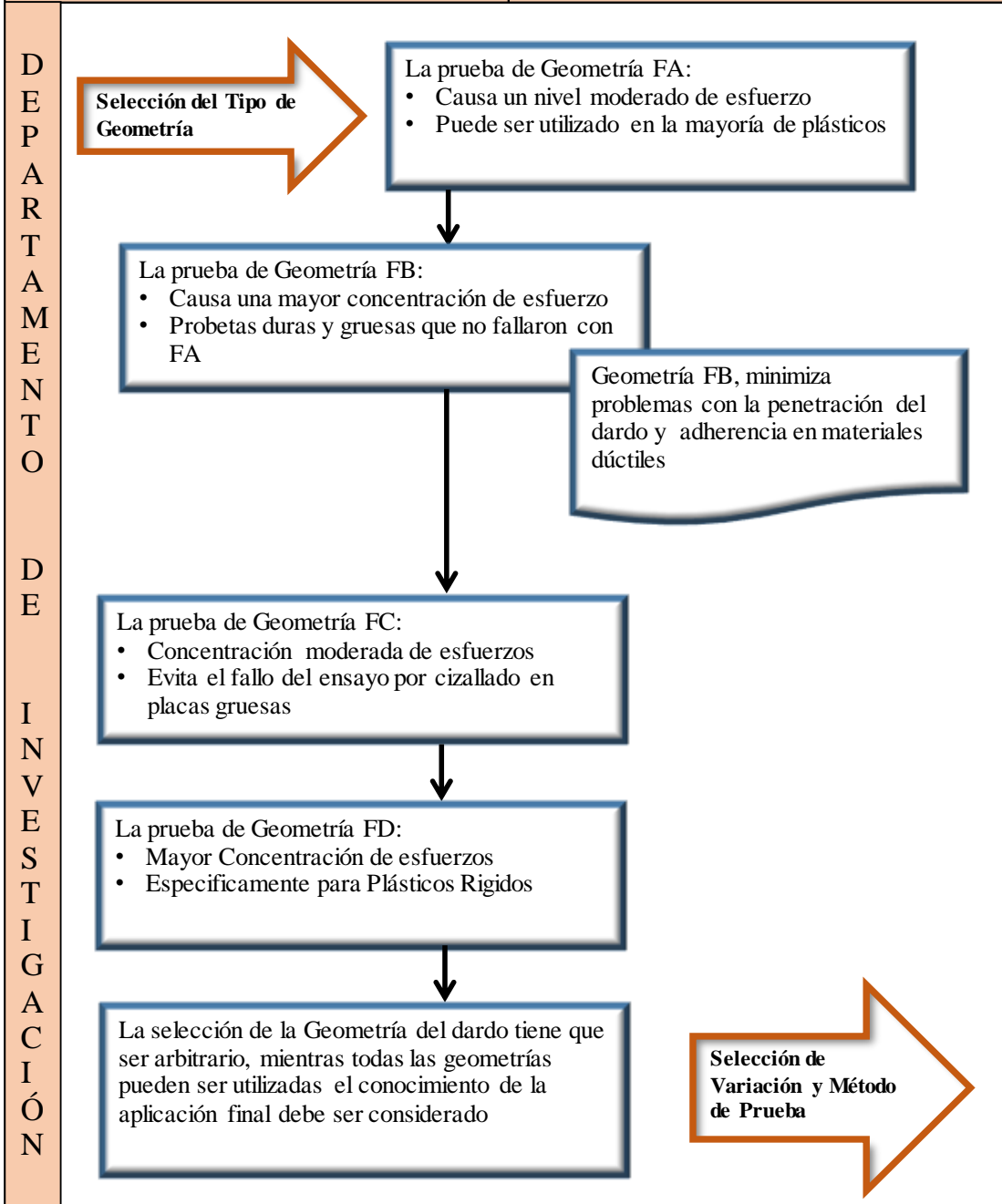
ELABORADO	Andrés Jácome	Ing. Mg. Juan Paredes	APROBADO
REVISADO	Ing. Mg. Juan Paredes	Ing. Mg. Juan Paredes	VALIDADO



PROCESO 2 (Selección del Tipo de Geometría)

Objetivo: Determinar el tipo de Geometría con la cual se iniciarán los ensayos mecánicos de Resistencia al Impacto

Alcance: Decidir que tipo de Geometría de dardo se utilizará, para así seleccionar correctamente los implementos con los que se realizarán las pruebas.



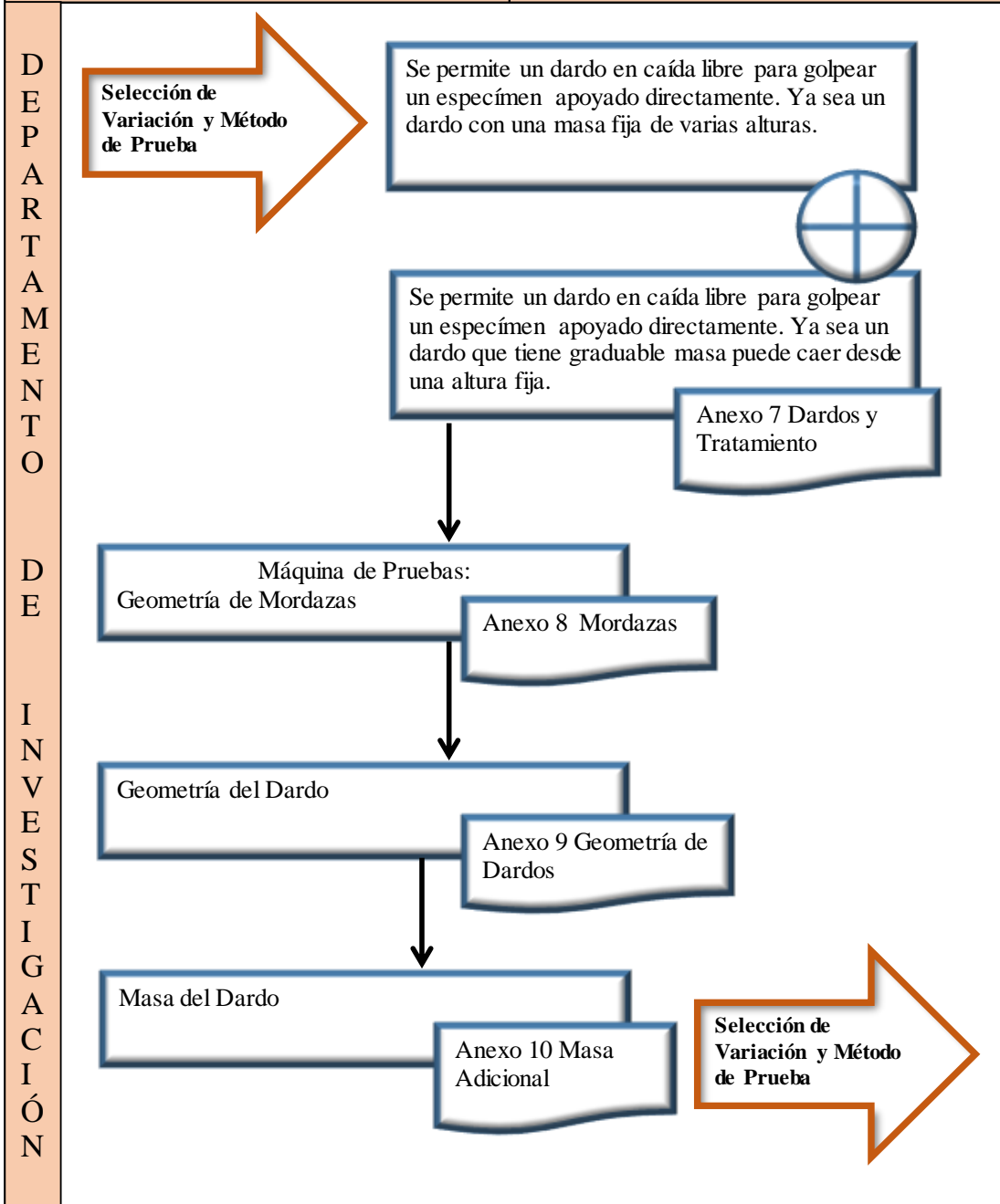
ELABORADO	Andrés Jácome	Ing. Mg. Juan Paredes	APROBADO
REVISADO	Ing. Mg. Juan Paredes	Ing. Mg. Juan Paredes	VALIDADO



PROCESO 3 (Selección de Variación y Método de Prueba)

Objetivo: Seleccionar el tipo de variación en el ensayo por caída de dar a realizarse

Alcance: El método de altura constante debe ser utilizado para aquellos materiales que son sensibles a las velocidades que el otro método pueda ocasionar



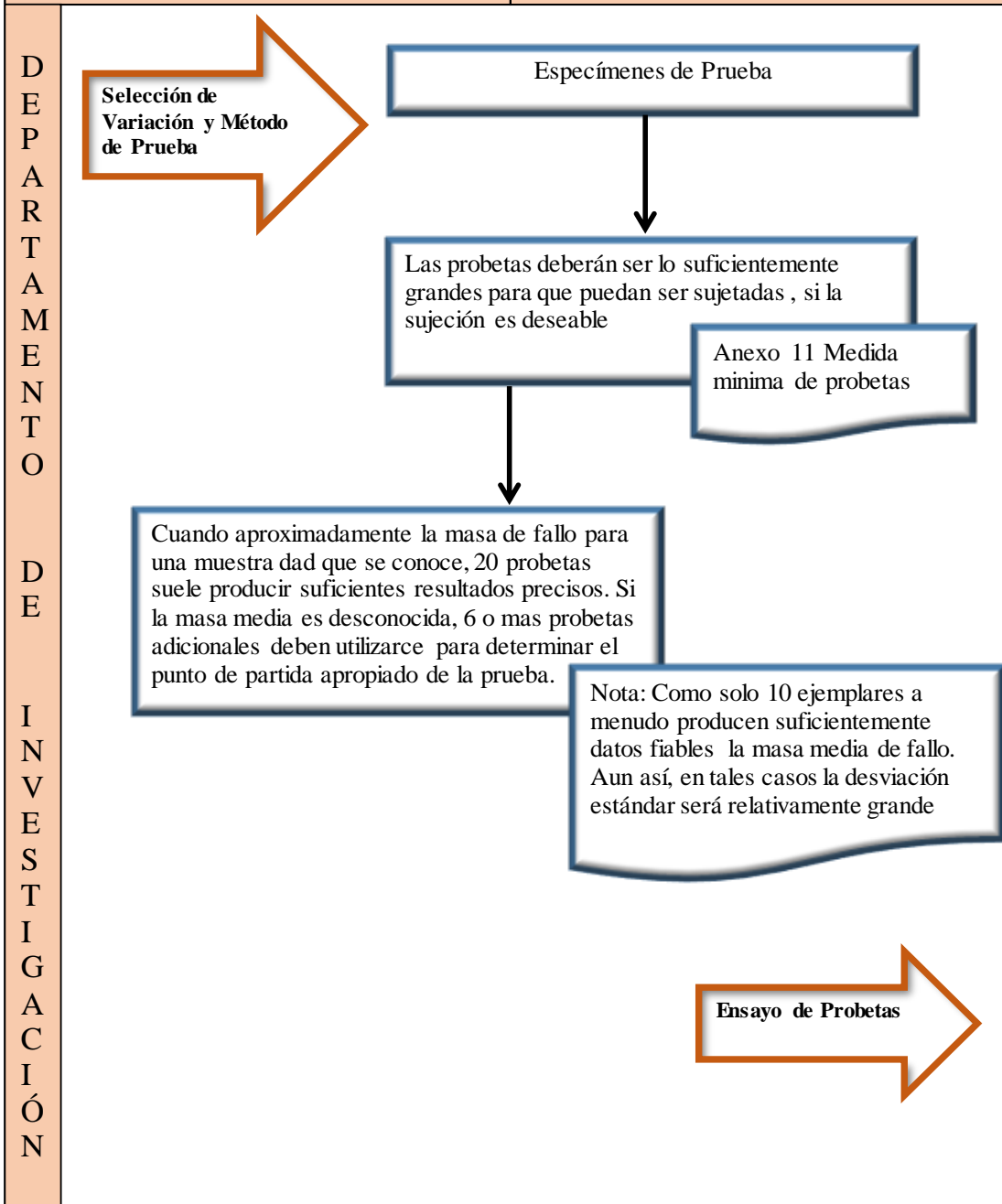
ELABORADO	Andrés Jácome	Ing. Mg. Juan Paredes	APROBADO
REVISADO	Ing. Mg. Juan Paredes	Ing. Mg. Juan Paredes	VALIDADO



PROCESO 3 (Selección de Variación y Método de Prueba)

Objetivo: Seleccionar el tipo de variación en el ensayo por caída de dar a realizarse

Alcance: El método de altura constante debe ser utilizado para aquellos materiales que son sensibles a las velocidades que el otro método pueda ocasionar



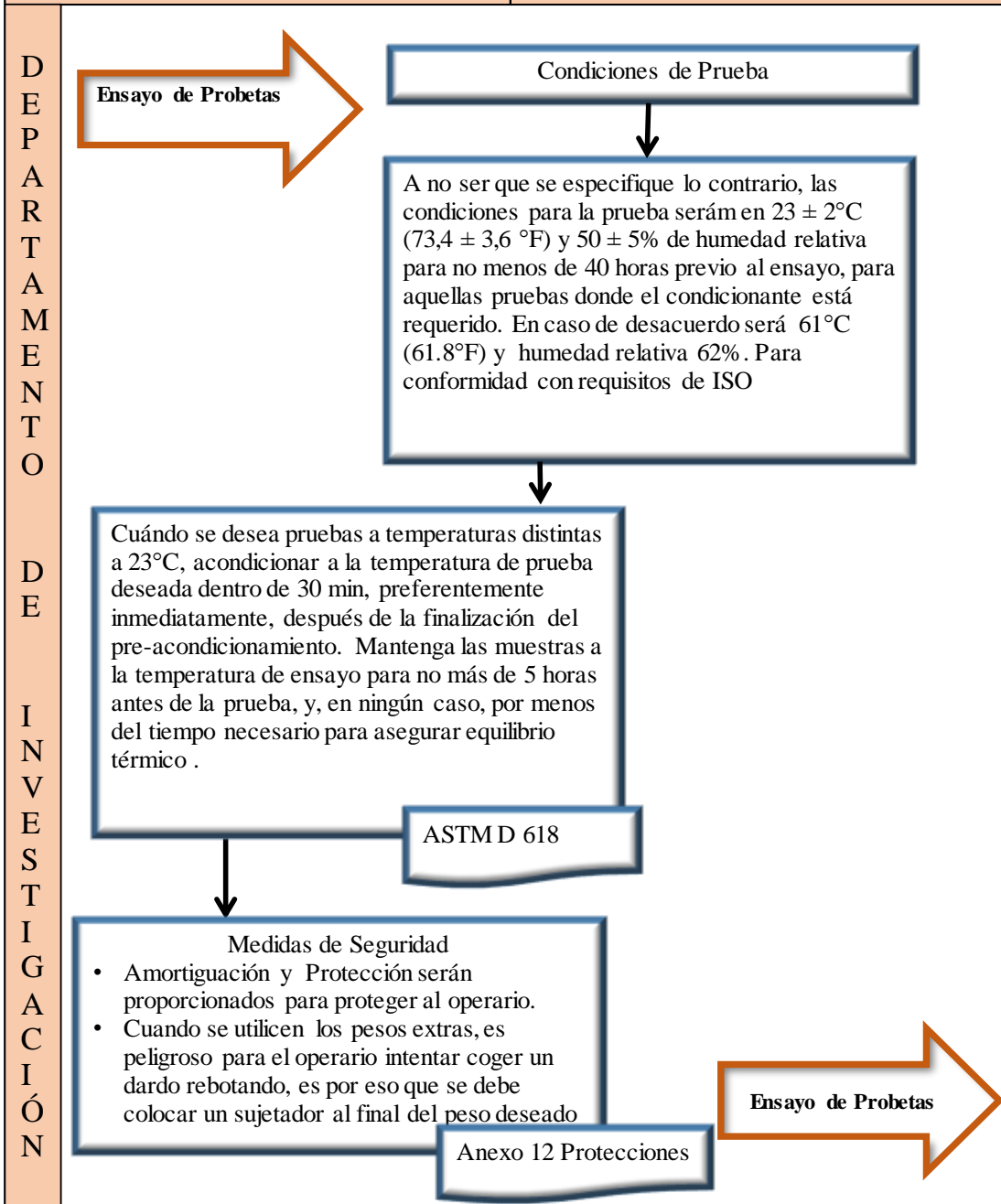
ELABORADO	Andrés Jácome	Ing. Mg. Juan Paredes	APROBADO
REVISADO	Ing. Mg. Juan Paredes	Ing. Mg. Juan Paredes	VALIDADO



PROCESO 4 (Ensayo de Probetas para determinación de la Resistencia al Impacto)

Objetivo: Realizar las pruebas mecánicas de ensayo de impacto por el método de caída libre de un dardo en la máquina de ensayos de impacto.

Alcance: Establecer los parámetros predictivos y preventivos del correcto funcionamiento de la máquina de impacto, sus cálculos e informe final



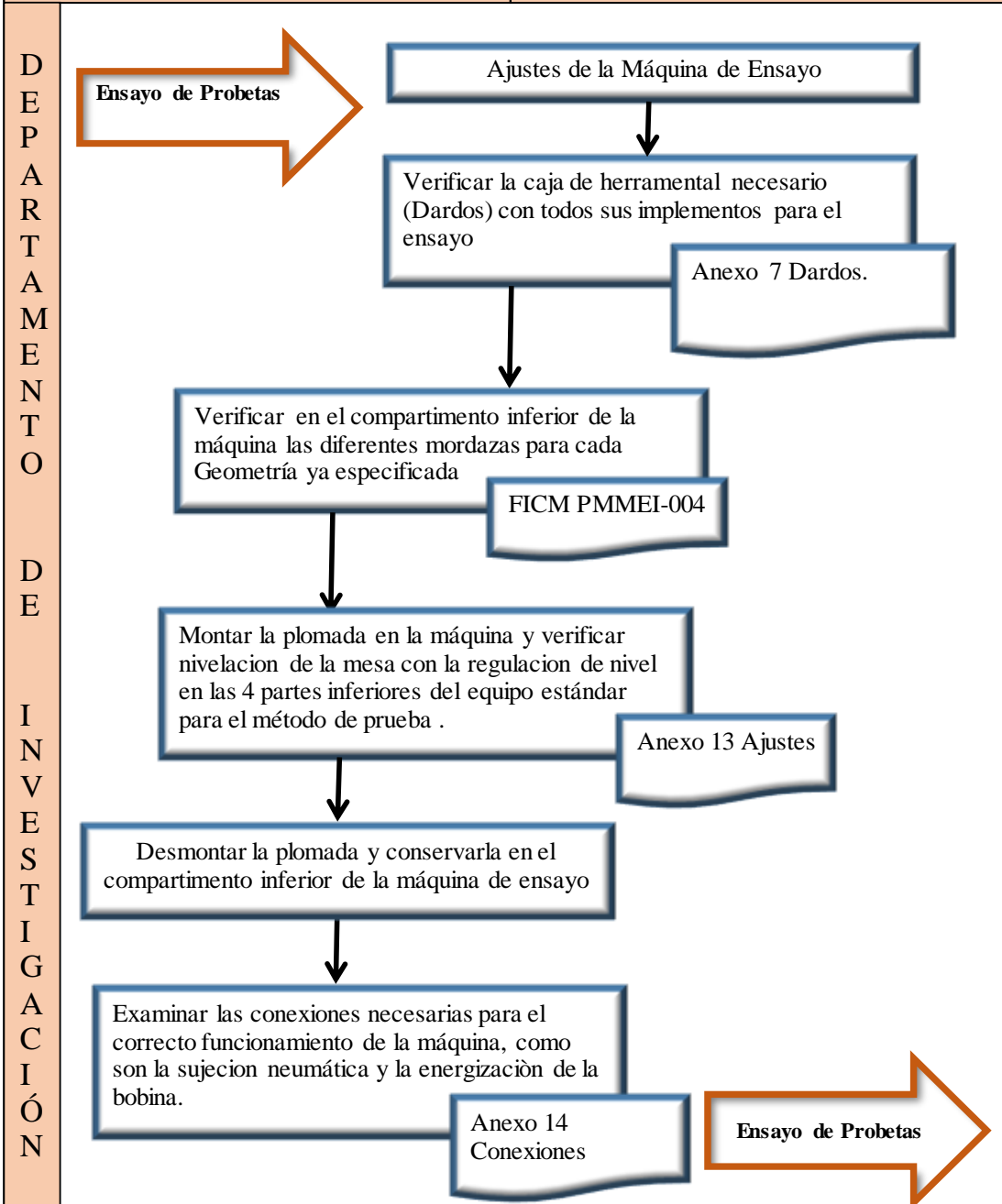
ELABORADO	Andrés Jácome	Ing. Mg. Juan Paredes	APROBADO
REVISADO	Ing. Mg. Juan Paredes	Ing. Mg. Juan Paredes	VALIDADO



PROCESO 4 (Ensayo de Probetas para determinación de la Resistencia al Impacto)

Objetivo: Realizar las pruebas mecánicas de ensayo de impacto por el método de caída libre de un dardo en la máquina de ensayos de impacto.

Alcance: Establecer los parámetros predictivos y preventivos del correcto funcionamiento de la máquina de impacto, sus cálculos e informe final



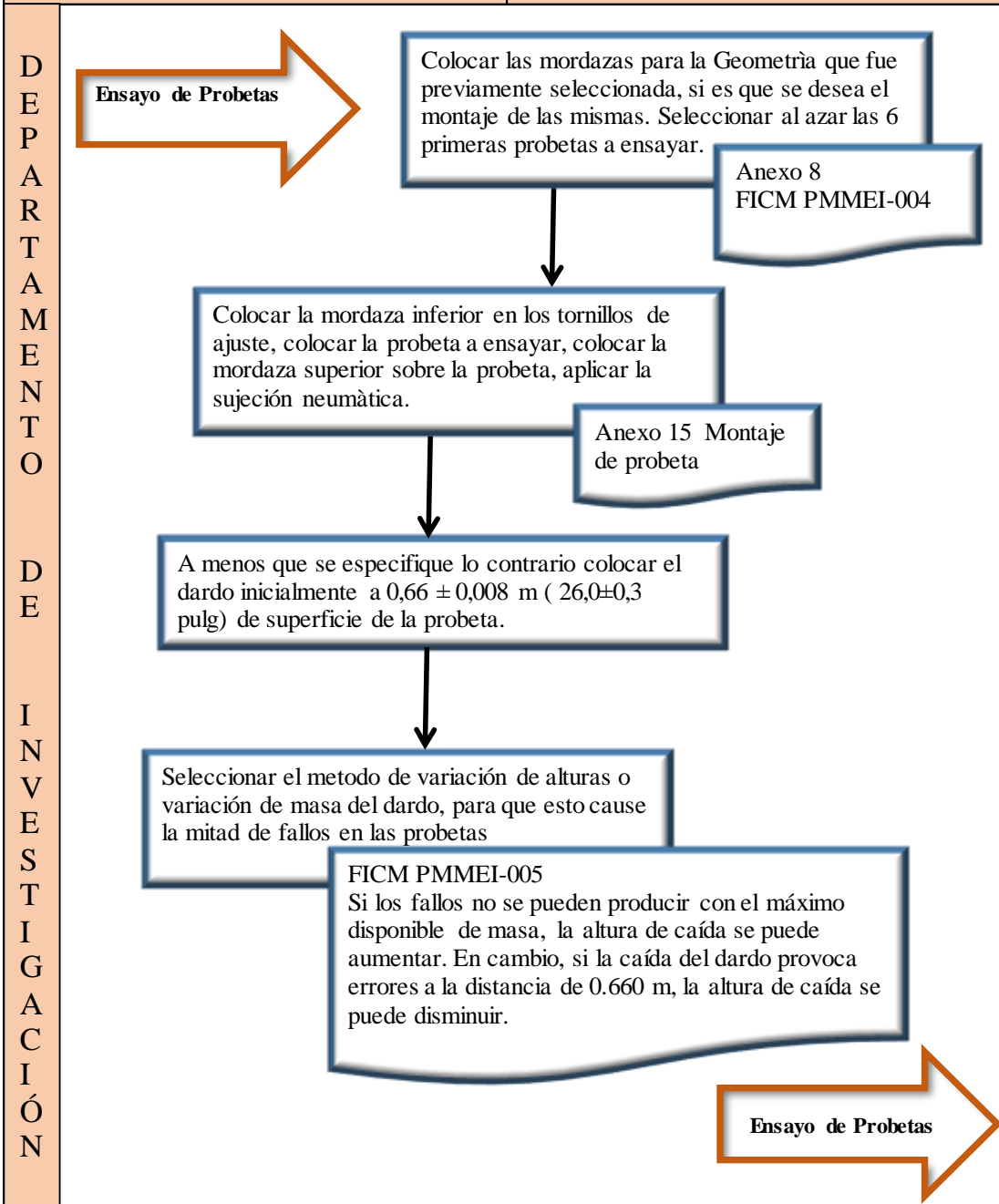
ELABORADO	Andrés Jácome	Ing. Mg. Juan Paredes	APROBADO
REVISADO	Ing. Mg. Juan Paredes	Ing. Mg. Juan Paredes	VALIDADO



PROCESO 4 (Ensayo de Probetas para determinación de la Resistencia al Impacto)

Objetivo: Realizar las pruebas mecánicas de ensayo de impacto por el método de caída libre de un dardo en la máquina de ensayos de impacto.

Alcance: Establecer los parámetros predictivos y preventivos del correcto funcionamiento de la máquina de impacto, sus cálculos e informe final



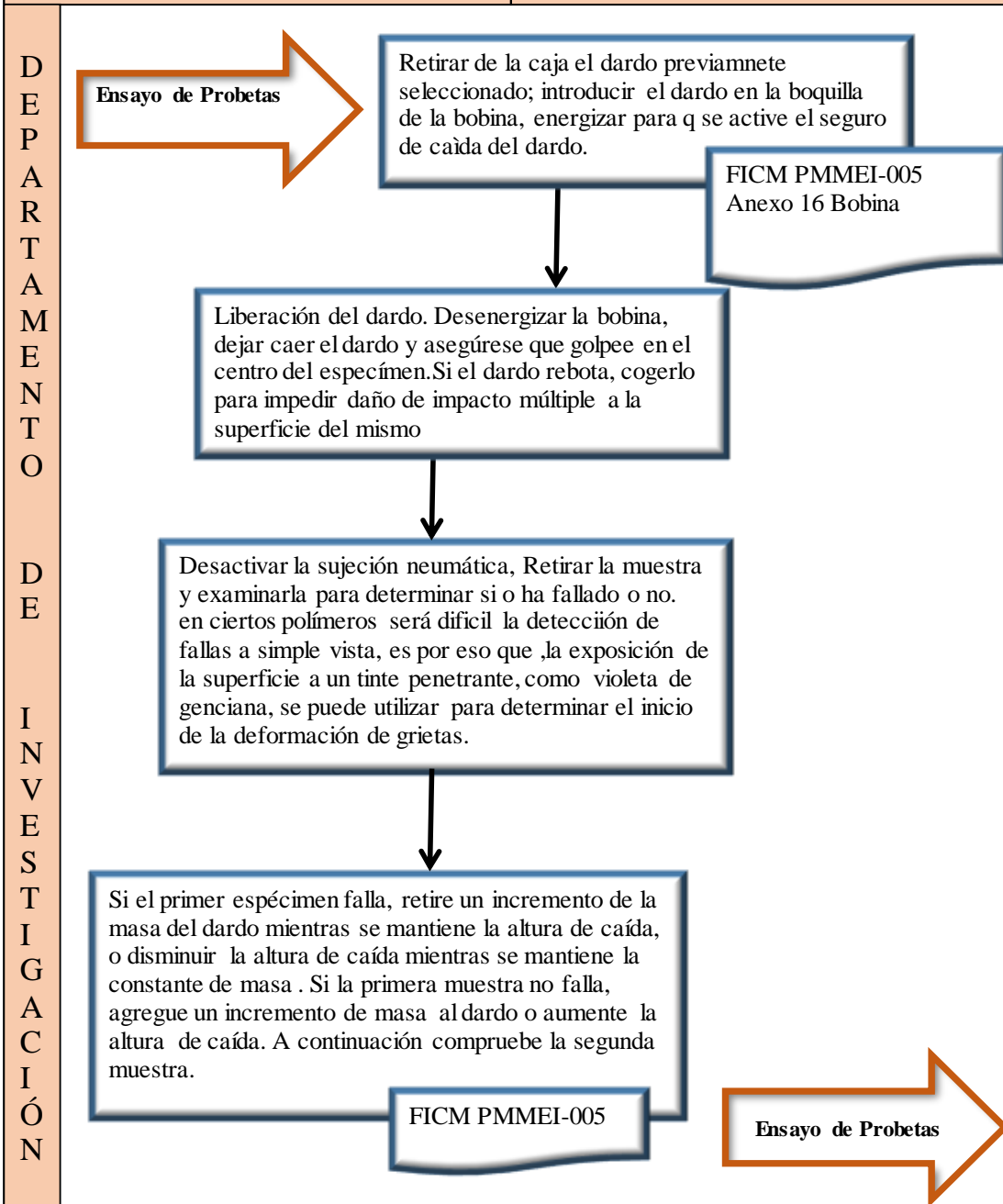
ELABORADO	Andrés Jácome	Ing. Mg. Juan Paredes	APROBADO
REVISADO	Ing. Mg. Juan Paredes	Ing. Mg. Juan Paredes	VALIDADO



PROCESO 4 (Ensayo de Probetas para determinación de la Resistencia al Impacto)

Objetivo: Realizar las pruebas mecánicas de ensayo de impacto por el método de caída libre de un dardo en la máquina de ensayos de impacto.

Alcance: Establecer los parámetros predictivos y preventivos del correcto funcionamiento de la máquina de impacto, sus cálculos e informe final



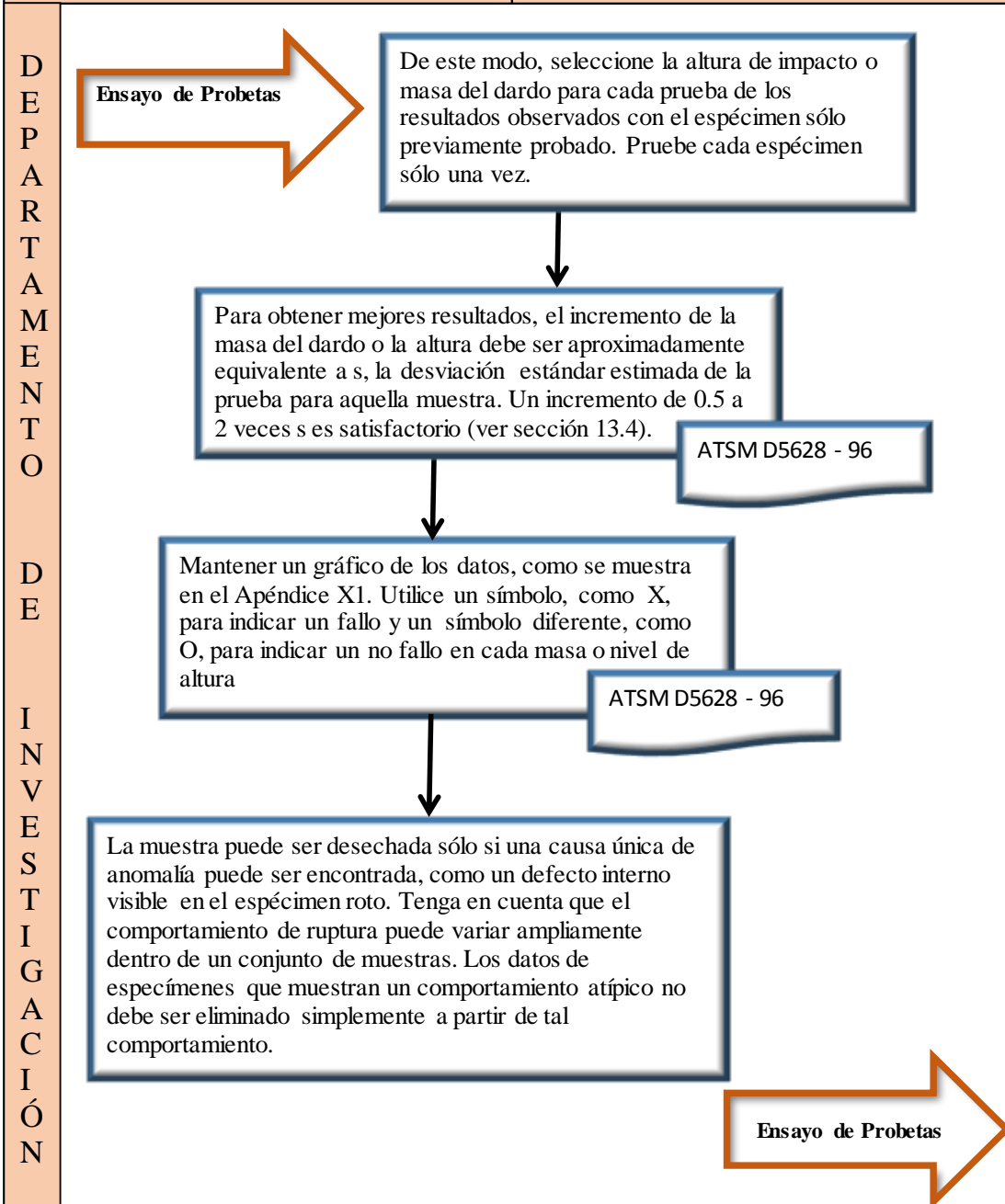
ELABORADO	Andrés Jácome	Ing. Mg. Juan Paredes	APROBADO
REVISADO	Ing. Mg. Juan Paredes	Ing. Mg. Juan Paredes	VALIDADO



PROCESO 4 (Ensayo de Probetas para determinación de la Resistencia al Impacto)

Objetivo: Realizar las pruebas mecánicas de ensayo de impacto por el método de caída libre de un dardo en la máquina de ensayos de impacto.

Alcance: Establecer los parámetros predictivos y preventivos del correcto funcionamiento de la máquina de impacto, sus cálculos e informe final



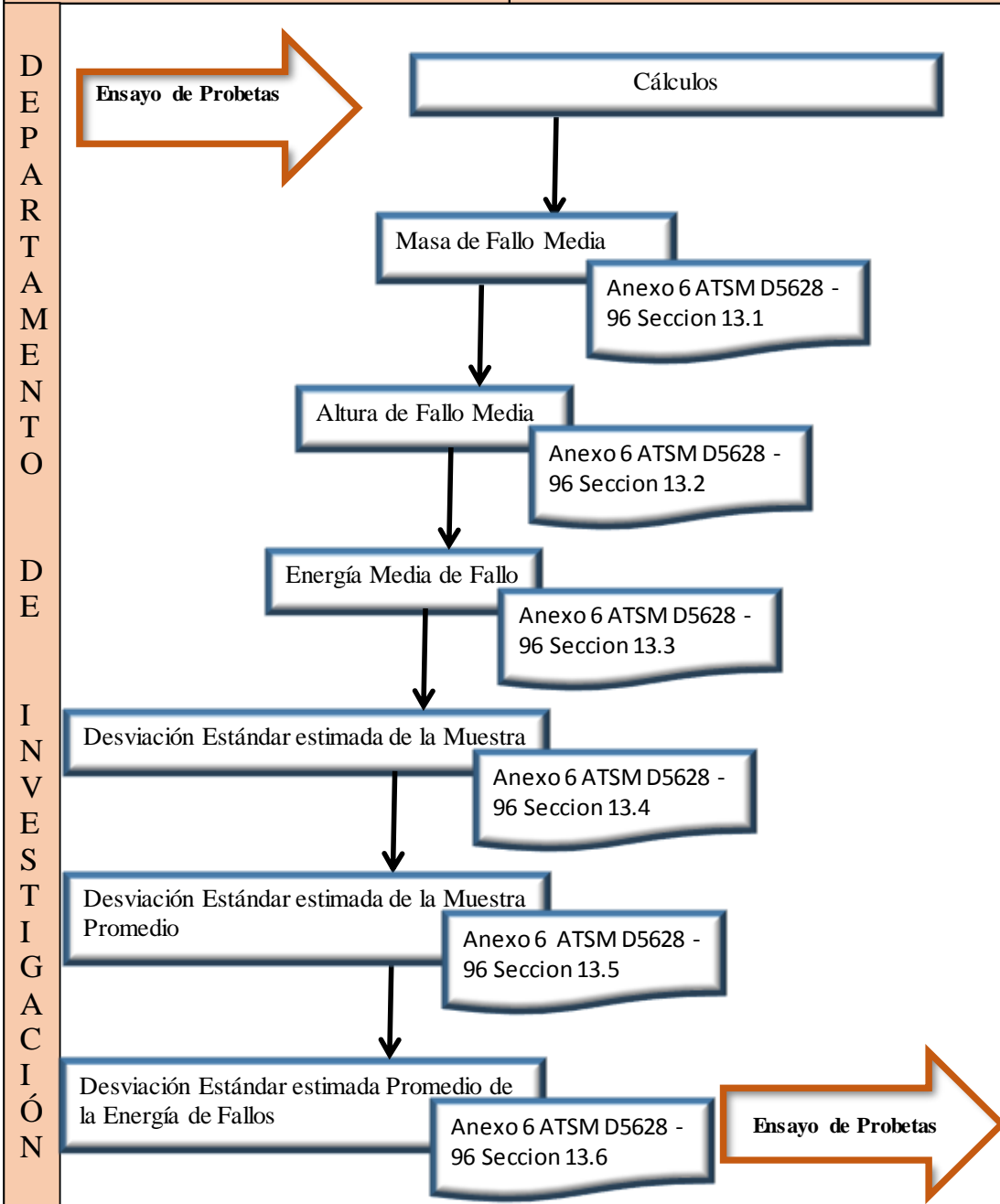
ELABORADO	Andrés Jácome	Ing. Mg. Juan Paredes	APROBADO
REVISADO	Ing. Mg. Juan Paredes	Ing. Mg. Juan Paredes	VALIDADO



PROCESO 4 (Ensayo de Probetas para determinación de la Resistencia al Impacto)

Objetivo: Realizar las pruebas mecánicas de ensayo de impacto por el método de caída libre de un dardo en la máquina de ensayos de impacto.

Alcance: Establecer los parámetros predictivos y preventivos del correcto funcionamiento de la máquina de impacto, sus cálculos e informe final



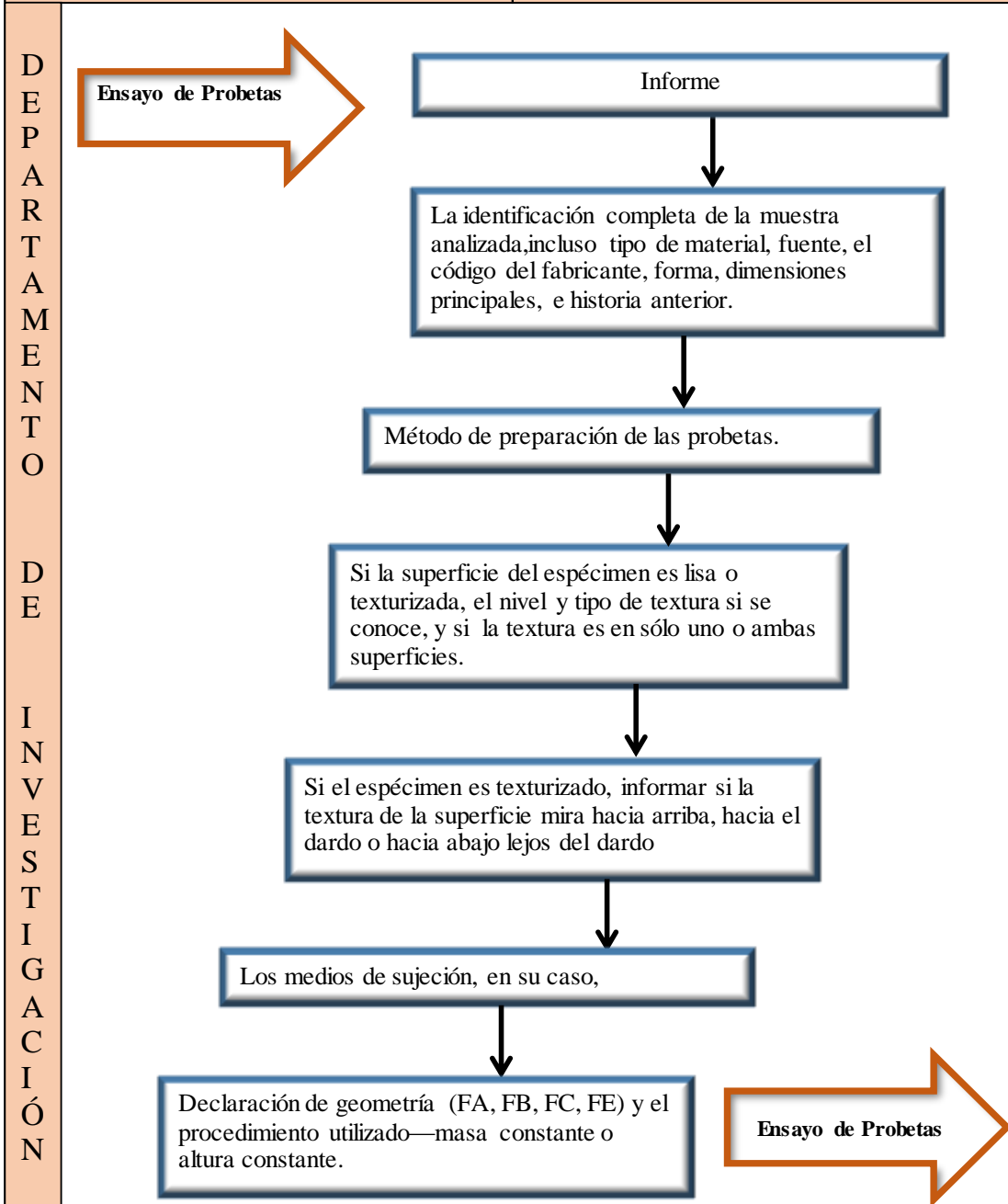
ELABORADO	Andrés Jácome	Ing. Mg. Juan Paredes	APROBADO
REVISADO	Ing. Mg. Juan Paredes	Ing. Mg. Juan Paredes	VALIDADO



PROCESO 4 (Ensayo de Probetas para determinación de la Resistencia al Impacto)

Objetivo: Realizar las pruebas mecánicas de ensayo de impacto por el método de caída libre de un dardo en la máquina de ensayos de impacto.

Alcance: Establecer los parámetros predictivos y preventivos del correcto funcionamiento de la máquina de impacto, sus cálculos e informe final



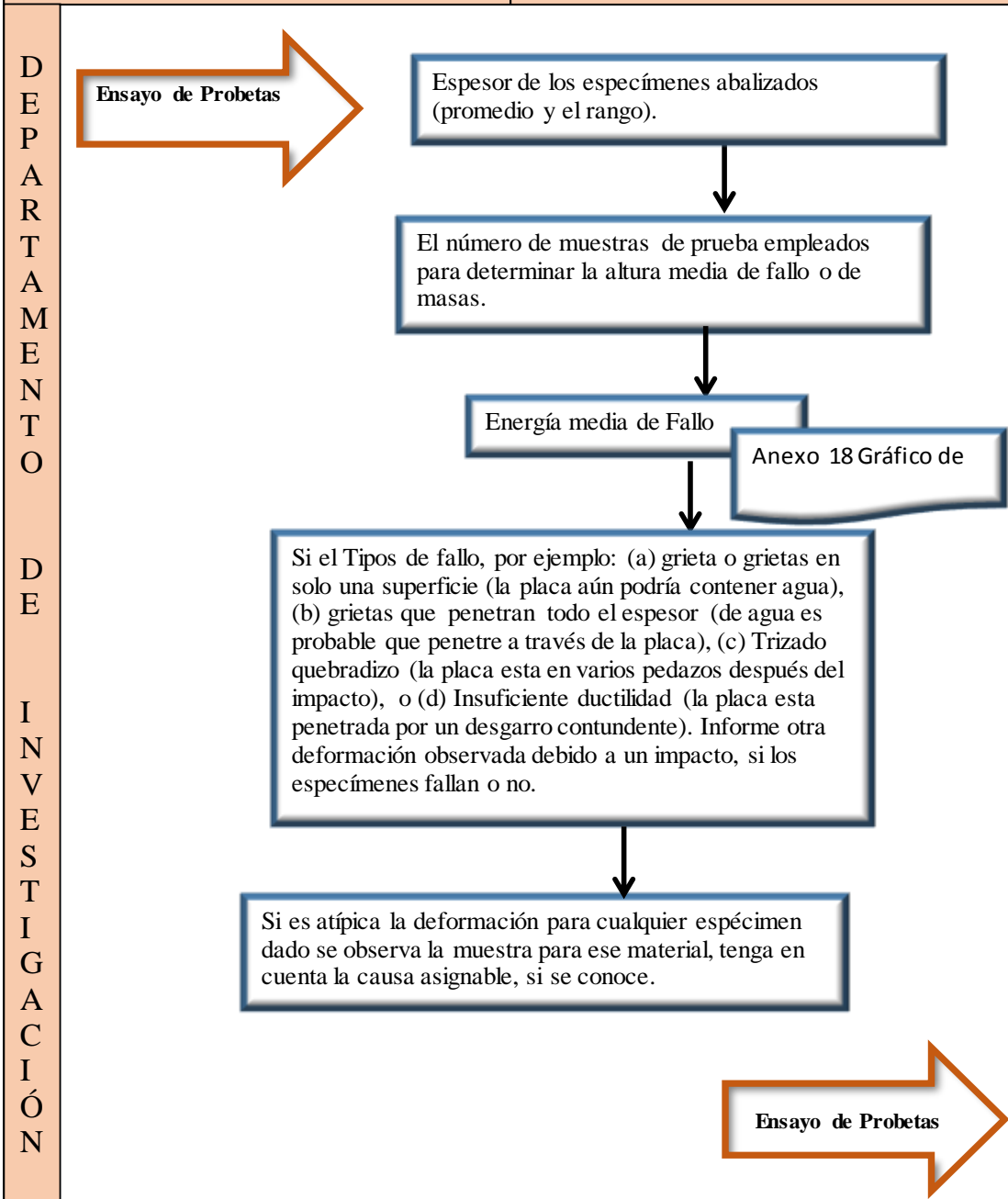
ELABORADO	Andrés Jácome	Ing. Mg. Juan Paredes	APROBADO
REVISADO	Ing. Mg. Juan Paredes	Ing. Mg. Juan Paredes	VALIDADO



PROCESO 4 (Ensayo de Probetas para determinación de la Resistencia al Impacto)

Objetivo: Realizar las pruebas mecánicas de ensayo de impacto por el método de caída libre de un dardo en la máquina de ensayos de impacto.

Alcance: Establecer los parámetros predictivos y preventivos del correcto funcionamiento de la máquina de impacto, sus cálculos e informe final



ELABORADO	Andrés Jácome	Ing. Mg. Juan Paredes	APROBADO
REVISADO	Ing. Mg. Juan Paredes	Ing. Mg. Juan Paredes	VALIDADO

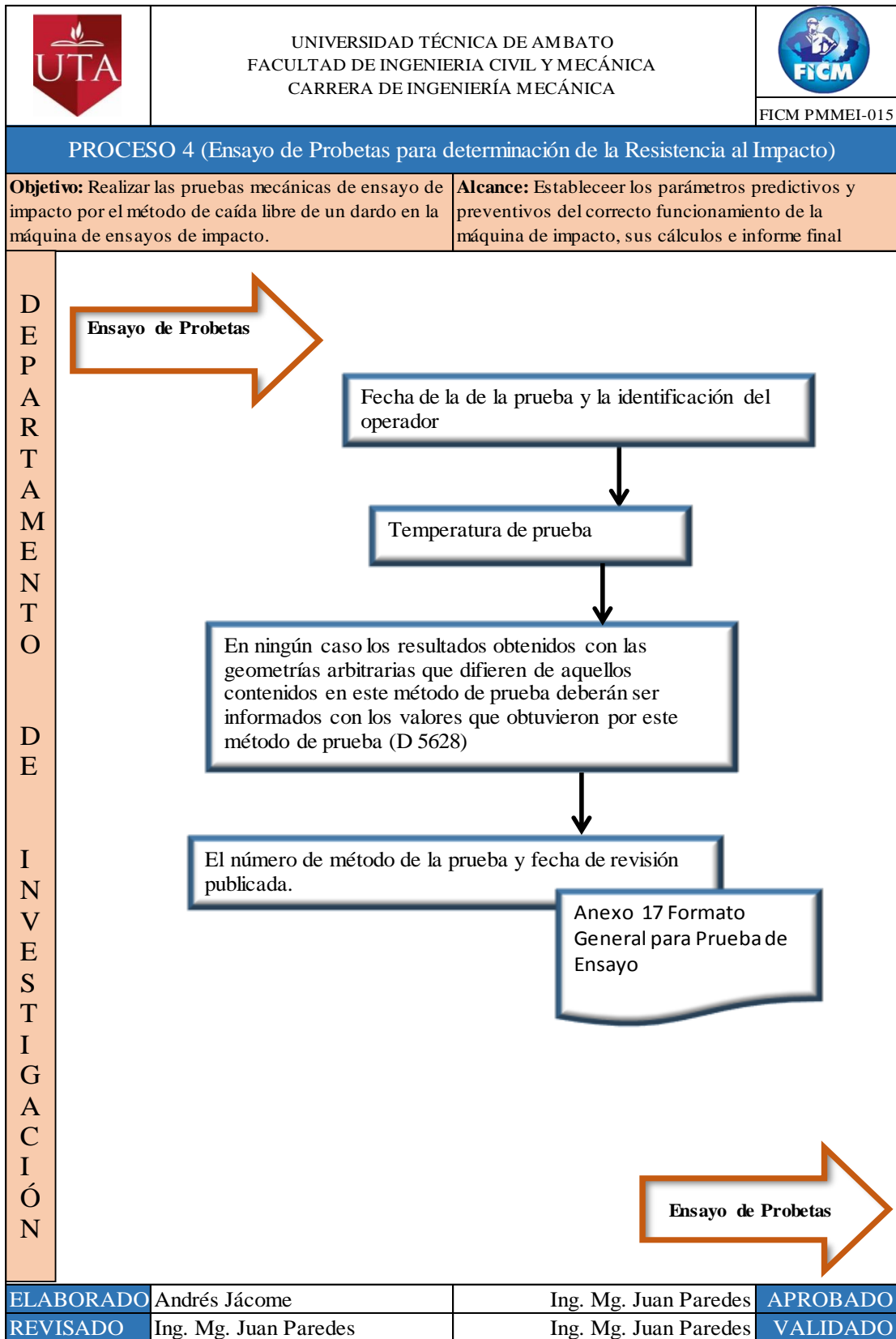


Figura 6. 4 Proceso para el Manual Instructivo de Ensayo por el Método Caída de Dardo
 Elaborado por: El Investigador

6.7.2 ANÁLISIS DE COSTOS DE REALIZAR UN ENSAYO POR CAÍDA DE DARDO

En la siguiente tabla se detalla el costo para realizar un ensayo en la máquina por caída de dardo

Tabla 6. 1 Costo Administrativo y de Producción del Ensayo

COSTOS DE RECURSOS MATERIALES Y ADMINISTRATIVOS				
CONCEPTO	CANTIDAD	UNIDAD DE MEDIDA	COSTO UNITARIO	COSTO TOTAL
Derecho de todo Trámite	1	Unidad	\$ 1,65	\$ 1,65
Impresiones	2	Unidad	\$ 0,25	\$ 0,50
Guantes de Nitrilo	1	Unidad	\$ 20,00	\$ 20,00
Gafas	1	Unidad	\$ 5,00	\$ 5,00
Overoll	1	Unidad	\$ 30,00	\$ 30,00
Casco de Seguridad 3M	1	Unidad	\$ 3,00	\$ 3,00
Mascarilla 3M	1	Unidad	\$ 1,25	\$ 1,25
Costo Total de Materiales				61,4
COSTOS DE RECURSOS HUMANOS				
Laboratorista	8	Horas	\$ 2,16	\$ 17,28
Recolección de Información	2	Horas	\$ 2,16	\$ 4,32
Costo Total de Recursos Humanos				21,6
COSTOS DE RECURSOS VARIOS				
Internet	10	Horas	\$ 0,50	\$ 5,00
Hojas	30	Unidad	\$ 0,10	\$ 3,00
Impresiones	30	Unidades	\$ 0,25	\$ 7,50
Transporte	100	Unidad	\$ 0,25	\$ 25,00
Costo Total de Recursos Humanos				\$ 40,50
			Subtotal	\$ 247,00
			10% Imprevistos	\$ 24,70
			COSTO TOTAL	\$ 271,70

Elaborado por: El Investigador

Por un promedio de 20 probetas como un mínimo para cada investigación, el costo de utilizar el equipo y el costo por cada probeta es de \$ 13,59 Dólares Americanos.

6.8 ADMINISTRACIÓN

A continuación se expone los valores económicos que se presentaron durante el desarrollo de esta investigación.

Tabla 6. 2 Costo Administrativo y de Producción del Ensayo

CONCEPTO	UNIDAD	VALOR UNITARIO	VALOR TOTAL
Equipos para ensayos	12	\$ 200,00	\$ 2.400,00
Materiales compuestos	4	\$ 300,00	\$ 1.200,00
Resina Epoxi	1	\$ 200,00	\$ 200,00
Transporte	2	\$ 200,00	\$ 400,00
Material de Escritorio	1	\$ 80,00	\$ 80,00
Transcripción informe	1	\$ 30,00	\$ 30,00
	-	-	-
Subtotal			\$ 4.310,00
Imprevistos (10%)			\$ 431,00
Total			\$ 4.741,00

Elaborado por: El Investigador

6.9 PREVISION DE LA EVALUACIÓN.

Culminado el presente trabajo de investigación, que tuvo lugar en los laboratorios de la carrera de Ingeniería Mecánica la Universidad Técnica de Ambato campus Huachi, como en los laboratorios de Nuevos Materiales de la Escuela Politécnica Nacional (Quito), se sugiere tomar en cuenta todas las conclusiones y recomendaciones presentes en este trabajo, con el fin de considerar las propiedades mecánicas y su mejora a la hora de analizar esta presente investigación.

De igual manera se sugiere una investigación posterior a este trabajo, en la cual se desarrolle más detenidamente la extracción de la resina epoxi.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] Actualidad, R. (19 de 02 de 2013). *RT*. Recuperado, de <http://actualidad.rt.com/actualidad/view/86995-ecuador-avion-defensa-drone>
- [2] Alberto Moral Borque & Marar Nogueira López. (2007). *Materiales Compuestos - Composites*. ETSAG . UAH.
- [3] Arturo Flores Liahut. (diciembre de 2011). Monografía “EL HONEYCOMB (ESTRUCTURA DE PANAL) COMO REFUERZO ESTRUCTURAL“. xalapa, veracruz, mexico.
- [4] BITZER. T. (1997). *Honeycomb Technology Chapman & Hall*. London.
- [5] Borches, M. (26 de 12 de 2011). *infodefensa.com*. Recuperado de <http://www.infodefensa.com/es/2011/12/26/opinion-el-desarrollo-de-uav-en-argentina-2.php>
- [6] Ciencia de Materiales. (2004/2005). *Ciencia de Materiales, 4a curso*.
- [7] Donald R, A. (1998). *Ciencia e Ingeniería de Materiales*. International Thomson Editores.
- [8] Flores de la Cruz. (2011). *Fibras Sintéticas*. mexico.
- [9] García. (2011). Resinas y refuerzos: piezas 3D. *Revista Iberoamericana de Polímeros*.
- [10] Guerrero, V., Davila, J., Gales, S., Pontón, P., & N Rosas. (2011). *NUEVOS MATERIALES: APLICACIONES ESTRUCTURALES E INDUSTRIALES*. Quito: ISBN: 978-9978-383-20-9.
- [11] H. Villasis. (2011). TESIS “OBTENCIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS HÍBRIDOS DE MATRIZ POLIÉSTER REFORZADOS CON FIBRA DE VIDRIO Y ABACÁ MEDIANTE ESTRATIFICACIÓN”. Quito, Pichincha, Ecuador.
- [12] Ing. Juan Paredes Salinas. (2012). Tesis "Estudio de Polímeros Híbridos Estratificados de Matriz Poliéster Reforzada con Fibra de Vidrio y Cabuya como Material Alternativo y su incidencia en las propiedades mecánicas en Guardachoques para Buses.". Ambato, Tungurahua, Ecuador.
- [13] López Zarate Jaime Eduardo. (2012). *Procesos de Producción para el Primer Prototipo Avión Piquero - Galápagos UAV*. Quito.

- [14] M. Beltrán y A. Marcilla. (s.f.). *Tecnología de Polímeros*.
- [15] Morales. G. (s.f.). *Procesado y Caracterización de Materiales Compuestos de Matriz Polimérica Reforzados con Nanofibras de Carbono para Aplicaciones Tecnológicas*.
- [16] Nicolás Castro Latorre & Juan Sebastián Restrepo Hoyos. (2008). *Nicolás Castro Latorre Juan Sebastián Restrepo Hoyos*. Recuperado el 2014, de Bogota Colombia
- [17] Olga Gabriela Parra Silva. (febrero de 2012). *Buenas Tareas*. Recuperado de <http://www.buenastareas.com/ensayos/El-Kevlar/3556770.html>
- [18] Saenz, D. B. (2012). Proyecto " Diseño de una llanta monotuerca en fibra de carbono y aluminio para un vehiculo de competición tipo SAE".
- [19] Saenz, D. B. (01 de diciembre de 2012). *slideshare*. Recuperado de <http://www.slideshare.net/DavidBuenoSaenz/fibra-de-carbono-15439377>
- [20] Universidad Nacional de Educación a Distancia. (2012-2013). *PORTAL UNED*. Recuperado de http://portal.uned.es/portal/page?_pageid=93,25604862,93_25884686&_dad=portal&_schema=PORTAL&idAsignatura=21155076&idContenido=1
- [21] Universidad Tecnológica de Pereira. (31 de julio de 2012). *Metalografía Universidad Tecnológica de Pereira*. Recuperado de <http://blog.utp.edu.co/metalografia/2012/07/31/2-propiedades-mecanicas-de-los-materiales/>
- [22] William D.Callister Jr. (2007). *Material Science and Engineering*. John Wiley & Sons. Inc.
- [23] Cillia, C. (noviembre de 2009). *Buenas Tareas*. Recuperado de <http://www.buenastareas.com/ensayos/Resistencia-De-Materiales/56122.html>

ANEXOS

Anexo 1: Ficha Técnica Resina Epoxi



PRODUCT LINE DESCRIPTION

The AEROPOXY line of products has been developed to provide commercial and consumer users with a group of materials ideally suited for the fabrication and/or repair of high performance composite parts and structures. The AEROPOXY materials were originally developed for the kitplane construction and repair market, where the combination of high strengths, excellent heat resistance with room temperature cures and improved safety made them very popular. These same features and benefits quickly made them very attractive to customers in the automotive, sporting goods and sport vehicle industries, where they currently enjoy considerable usage.

LAMINATING SYSTEMS

PR2032 Laminating Resin

This is a medium viscosity, unfilled, light amber laminating resin that is designed for use in fabricating composite parts and other demanding structural applications. This resin laminates very easily, and wets out fiberglass, carbon and aramid fibers readily. PR2032 has excellent cured properties, with particularly good flexural strength, and high heat resistance with a room temperature cure. Three hardeners are provided for PR2032 that provide different working times to suit the size and type of laminate or part.

LAMINATING SYSTEMS SPECIFICATIONS & TYPICAL MECHANICAL PROPERTIES

NOTE: For full specifications and properties with all of the available hardeners, including recommended curing cycles, refer to the individual product bulletins available on our web site at www.ptm-w.com.

	PR2032 / PH3630	PR2032 / PH3660	PR2032 / PH3665
Mix Ratio, By Weight	100 : 27	100 : 27	100 : 27
By Volume	3 to 1	3 to 1	3 to 1
Color	Amber	Amber	Amber
Mixed Viscosity, cps, @77°F	800 - 875 cps	900 - 950 cps	925 - 975 cps
Pot Life, 4 fl. oz. Mass	30 minutes	1 hour	2 hours
Cured Hardness, Shore D	88 D	86 D - 88 D	87 D
Specific Gravity, gms./cc	1.16	1.11	1.12
Density, lb. / cu.in.	.0420	.0401	.0410
lb. / gallon	9.68	9.26	9.47
Specific Volume, cu.in./ lb.	23.8	24.9	24.4
Tensile Strength, psi ⁽¹⁾	45,350 psi	45,170 psi	45,870 psi
Elongation, % ⁽¹⁾	1.91 %	1.96 %	1.98 %
Tensile Modulus, psi ⁽¹⁾	2.8 x 10 ⁶ psi	2,620,000 psi	2.52 x 10 ⁶ psi
Flexural Strength, psi ⁽¹⁾	68,167 psi	62,285 psi	66,667 psi
Flexural Modulus, psi ⁽¹⁾	2.77 x 10 ⁶ psi	2,560,000 psi	3.05 x 10 ⁶ psi
Glass Transition Temp., T _g	194°F	196°F	194°F
Coefficient of Thermal Expansion, Range: 100°F - 150°F	3.7 x 10 ⁻⁵ in./in./ °F	4.3 x 10 ⁻⁵ in./in./ °F	4.15 x 10 ⁻⁵ in./in./ °F

(1) These properties were derived with a 10-ply laminate, hand lay-up, Style 181 Fiberglass Fabric, 55% glass content.

Anexo 2: Ficha Técnica Fibra de Vidrio



VFG MAT ATV

HOJA DE DATOS

VFG MAT ATV:

DESCRIPCION GENERAL:

El VFG-MAT ATV es un manto de fibras de vidrio cortadas, diseñado para uso en refuerzo plástico de resinas de polyester ortoftálicas, isoftálicas, vinyl ester o epoxicas, destinado para procesos de aplicación manual en la producción de lanchas, gabinetes, cavas, tanques resistentes a la corrosión, piscinas, componentes para camiones y carrocerías, paneles para la construcción, ductos, tuberías y muchas otras partes.

El VFG-MAT ATV es producido cortando mechas de fibra de vidrio tipo E, que luego son dispersas al azar en forma de manto y unidas por medio de un aglomerante de alta solubilidad. El proceso es controlado a especificaciones preestablecidas para garantizar uniformidad.

Un acabado a base de silano es aplicado a la superficie de cada fibra para capacitar el procesamiento de los refuerzos, incluyendo una humectación completa con un mínimo de rodillado y provee las propiedades del laminado requeridas en resinas polyester, vinyl ester y epoxicas.

VENTAJAS:

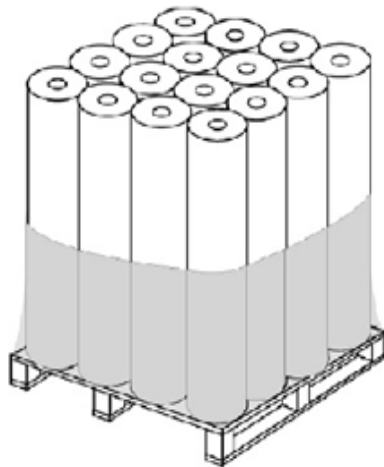
- El VFG MAT ATV posee una uniformidad sobresaliente.
- El VFG MAT ATV conforma **excelentemente** a configuraciones complejas.
- El VFG MAT ATV es de rápida humectación facilitando el trabajo de rodillado y de escape de aire.
- La calidad de los laminados fabricados con VFG MAT ATV es asegurada con las excelentes propiedades mecánicas, retención de propiedades y apariencia de los laminados.
- Con VFG MAT ATV el inventario de materiales es simplificado y los desperdicios minimizados. Un solo Mat. reúne todos los requerimientos ya que el Mat., cuando es usado dentro de las condiciones de moldeo y curado es compatible con resinas isoftálicas y bisfenol A, epoxica, vinyl ester, furánicas y otras resinas resistentes a la llama.

**PROPIEDADES MECANICAS TIPICAS DE LAMINADOS DE RESINAS REFORZADAS
CON VFG MAT ATV**

	EPOXI	VINYL ESTER	ORTOFTALICO	METODO ASTM
Resistencia a la Flexión, psi x 10 ³	20,2	22,7	22,6	D790
Módulo de Flexión, psi x 10 ⁶	0,804	0,834	0,884	D790
Resistencia a la tracción, psi x 10 ³	12,7	14,2	11,4	D638
Módulo de tracción, psi x 10 ⁶	1,38	1,50	1,46	D638
Contenido de Vidrio en Laminado %	29,7	28,6	30,6	D2584

El VFG – MAT ATV viene presentado en rollos con las siguientes características:

DENSIDAD, oz./ft ² (gr./m ²):	1 (305)	1½ (458)
ANCHOS, Pulgadas, cm.:	50-60 (127-152)	50-60 (127-152)
PESO PROMEDIO POR ROLLO, KG.	41	46
ROLLOS EMBALADOS EN MANGAS DE PLASTICO		



Almacenamiento

Los mats deben ser almacenados en su embalaje original, en ambiente seco con temperatura moderada. Las mejores condiciones son:

- temperaturas entre 15 y 35 °C;
- humedad relativa entre 35 y 65 %.

Anexo 3: Ficha Técnica Fibra de Aramida o Kevlar

TYPICAL AND COMPARATIVE PROPERTIES OF KEVLAR®

Table II-1 lists the typical yarn, tensile and thermal properties of KEVLAR 29 and KEVLAR 49 yarns.

Additional products in the KEVLAR family of fibers are available with different combinations of properties to meet your engineering design needs.

Please contact your Du Pont Representative or call 1-800-4-KEVLAR to discuss your specific application and determine the optimum KEVLAR fiber for you.

TABLE II-1. Typical Properties of Du Pont KEVLAR® 29 and 49 yarns

Property	Unit	KEVLAR 29	KEVLAR 49	Property	Unit	KEVLAR 29	KEVLAR 49
YARN				THERMAL PROPERTIES			
Type	denier	1,500	1,140	Shrinkage			
	(dtex)	(1,670)	(1,270)	In Water at			
	# of filaments*	1,000	768	212°F (100°C)	%	<0.1	<0.1
Density	lb/in. ³	0.052	0.052	In Dry Air at			
	(g/cm ³)	(1.44)	(1.44)	351°F (177°C)	%	<0.1	<0.1
Moisture Levels				Shrinkage Tension			
As Shipped**	%	7.0	3.5	In Dry Air at	G/D	<0.1	<0.2
Equilibrium from				351°F (177°C)	(cN/tex)	(0.88)	(1.77)
Bone-Dry Yarn***	%	4.5	3.5	Specific Heat			
TENSILE PROPERTIES				At 77°F (25°C)	cal/g x °C	0.34	0.34
Straight Test on Conditioned Yarns ¹					(J/kg x K)	(1,420)	(1,420)
Breaking Strength	lb	76.0	59.3	At 212°F (100°C)	cal/g x °C	0.48	0.48
	(N)	(338)	(264)		(J/kg x K)	(2,010)	(2,010)
Breaking Tenacity	g/d	23.0	23.6	At 356°F (180°C)	cal/g x °C	0.60	0.60
	(cN/tex)	(203)	(208)		(J/kg x K)	(2,515)	(2,515)
	psi	424,000	435,000	Thermal Conductivity,			
	(MPa)	(2,920)	(3,000)	BTU x in./(h x ft ² x °F)		0.3	0.3
Tensile Modulus	g/d	555	885		[W/(m x K)]	[0.04]	[0.04]
	(cN/tex)	(4,900)	(7,810)	Decomposition	°F	800-900	800-900
	psi	10.2 x 10 ⁶	16.3 x 10 ⁶	Temperature in Air ^{1,2}	(°C)	(427-482)	(427-482)
	(MPa)	(70,500)	(112,400)	Recommended max.			
Elongation at Break	%	3.6	2.4	Temperature Range for	°F	300-350	300-350
Resin Impregnated Strands ^{1,2}				Long-Term Use in Air	(°C)	(149-177)	(149-177)
Tensile Strength	psi	525,000	525,000	Heat of Combustion	BTU/lb	15,000	15,000
	(MPa)	(3,600)	(3,600)		(Joule/kg)	(35 x 10 ⁶)	(35 x 10 ⁶)
Tensile Modulus	psi	12.0 x 10 ⁶	18.0 x 10 ⁶	Poisson's Ratio			0.36
	(MPa)	(83,000)	(124,000)				

NOTE: The data in this table are those most commonly observed and are representative of the particular denier and type indicated; they are not product specifications. Properties will vary with denier and type. For KEVLAR 29, the basis weight used to calculate denier is zero finish and 4.5% moisture. For KEVLAR 49, the basis weight used to calculate denier is zero finish and 0% moisture.
*Filament diameter is 0.00047 inches (12 microns).
**Typical moisture levels on yarn as shipped; they reflect values reached at normal, moderate temperature and humidity levels following fiber production, which is a wet process.

***Equilibrium values are determined by bone drying the fiber and conditioning at 75°F (24°C), 55% RH.
¹ASTM D885-85, tested at 1.1 twist multiplier.
²Epoxy-impregnated strands, ASTM D2343.
³Varies with rate of heating.

Table II-2 compares the properties of KEVLAR 29 and KEVLAR 49 to other yarns, such as glass, steel wire, nylon, polyester, polyethylene and carbon. Compared to KEVLAR, nylon and polyester have relatively low moduli and intermediate melting points. Polyethylene has a high initial modulus, which is offset by its relatively low melting point.

TABLE II-2. Comparative Properties of KEVLAR® vs. Other Yarns

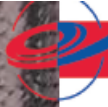
	"Customary" (inch-pound) Units						
	Specific Density lb/in. ³	Tenacity 10 ³ psi	Modulus 10 ³ psi	Break Elongation %	Specific Tensile Strength* 10 ³ in.	CTE** 10 ⁻⁶ /F	Decomposition Temperature 'F (°C)
KEVLAR 29	0.052	424	10.2	3.6	8.15	-2.2	800-900 (427-482)
KEVLAR 49	0.052	435	16.3	2.4	8.37	-2.7	800-900 (427-482)
Other Yarns							
S-Glass	0.090	665	12.4	5.4	7.40	+1.7	1,562 [†] (850)
E-Glass	0.092	500	10.5	4.8	5.43	+1.6	1,346 [†] (730)
Steel Wire	0.280	285	29	2.0	1.0	+3.7	2,732 [†] (1,500)
Nylon-66	0.042	143	0.8	18.3	3.40	—	490 [†] (254)
Polyester	0.050	168	2.0	14.5	3.36	—	493 [†] (256)
HS Polyethylene	0.035	375	17	3.5	10.7	—	300 [†] (149)
High-Tenacity Carbon	0.065	450	32	1.4	6.93	-0.1	6,332 (3,500)

*Specific tensile strength is obtained by dividing the tenacity by the density.

**CTE is the coefficient of thermal expansion (in the longitudinal direction).

[†]Melt temperature.

Anexo 4: Ficha Técnica Fibra de Carbono



HexTow® Carbon Fiber Selector Guide

HexTow® carbon fiber from Hexcel is produced in a continuous operation in which the polyacrylonitrile precursor undergoes a series of precisely controlled processes. Exposure to extremely high temperatures chemically changes the precursor, yielding high strength-to-weight and high stiffness-to-weight properties through oxidation and carbonization. The successive surface treatment and sizing stages improve bonding and handleability. The resulting carbon fiber is stronger than steel, lighter than aluminum and as stiff as titanium. It can be supplied in two basic forms: Continuous Fiber and Chopped Fiber.

HEXCEL STRENGTHS

- Vast aerospace database
 - Extensive military, space and commercial aerospace qualifications
- More than 40 years of carbon fiber manufacturing experience
 - U.S. precursor
- Technology development capability
- Customer technical support

CONTINUOUS FIBER

Continuous fiber can be combined with virtually all the thermoset and thermoplastic resin systems. They are used for weaving, braiding, filament winding applications, uni-directional tapes and prepreg tow for fiber placement.

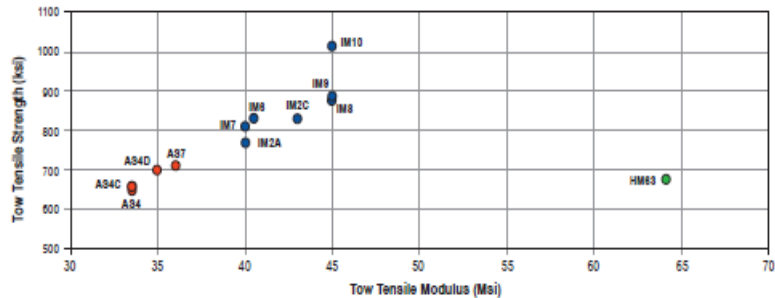


Typical Product Data

Fiber Type	Number of Filaments	Tensile Strength		Tensile Modulus*		Strain** (%)	Weight/Length (g/m)	Density (g/cm³)	Standard Spool Size (lb)
		(ksi)	(MPa)	(Msi)	(GPa)				
AS4	3000	670	4619	33.5	231	1.8	0.210	1.79	4
	6000	640	4413	33.5	231	1.7	0.427	1.79	4
	12000	640	4413	33.5	231	1.7	0.858	1.79	8
AS4C	3000	675	4654	33.5	231	1.8	0.200	1.78	4
	6000	645	4447	33.5	231	1.7	0.400	1.78	4
	12000	650	4482	33.5	231	1.8	0.800	1.78	8
AS4D	12000	700	4826	35.0	241	1.8	0.765	1.79	8
AS7	12000	710	4895	36.0	248	1.7	0.800	1.79	8
IM2A	12000	770	5309	40.0	276	1.7	0.446	1.78	4
IM2C	12000	830	5723	43.0	296	1.8	0.446	1.78	7.5
IM6	12000	830	5723	40.5	279	1.9	0.446	1.76	4
IM7	6000	800	5516	40.0	276	1.9	0.223	1.78	4
	12000	820	5654	40.0	276	1.9	0.446	1.78	4
IM8	12000	880	6067	45.0	310	1.8	0.446	1.78	4
IM9	12000	890	6136	44.0	303	1.9	0.335	1.80	2
IM10	12000	1010	6964	45.0	310	2.0	0.324	1.79	2
HM63	12000	680	4688	64.0	441	1.0	0.418	1.83	3

* Tensile Modulus Calculated as Chord (6000 - 1000) ** Strain at Failure

Strength vs Modulus



Anexo 5: Ficha Técnica Honeycomb Structure

HRH-10 Aramid Fiber/Phenolic Resin Honeycomb

Hexcel Honeycomb Designation Material - Cell Size - Density	Compressive					Plate Shear					
	Bare		Stabilized			L Direction			W Direction		
	Strength psi		Strength psi	Modulus ksi		Strength psi	Modulus ksi		Strength psi	Modulus ksi	
Hexagonal	typ	min	typ	min	typ	typ	min	typ	typ	min	typ
HRH-10 - 1/16 - 3.4	195	160	205	170	20	155	125	6.0	85	65	2.9
HRH-10 - 1/8 - 1.8	105	85	115	95	8	90	75	3.8	50	40	1.5
HRH-10 - 1/8 - 3.0	290	235	325	270	20	175	155	6.5	100	85	3.5
HRH-10 - 1/8 - 4.0	520	400	575	470	28	255	225	8.6	140	115	4.7
HRH-10 - 1/8 - 5.0	700	560	770	620	37	325	275	10.2	175	150	5.4
HRH-10 - 1/8 - 6.0	1050	850	1125	925	60	385	330	13.0	200	170	6.5
HRH-10 - 1/8 - 8.0	1675	1370	1830	1450	78	480	400	16.0	260	210	9.5
HRH-10 - 1/8 - 9.0	2000	1525	2100	1600	90	515	425	17.5	300	250	11.0
HRH-10 - 3/16 - 1.5	85	70	95	80	6	65	50	3.0	35	28	1.6
HRH-10 - 3/16 - 1.8	120	95	130	105	8	90	75	3.8	50	40	1.9
HRH-10 - 3/16 - 2.0	135	110	150	130	11	95	80	4.3	55	45	2.1
HRH-10 - 3/16 - 3.0	275	235	325	270	20	175	140	6.5	100	85	3.4
HRH-10 - 3/16 - 4.0	500	430	540	470	28	245	215	7.8	140	110	4.7
HRH-10 - 3/16 - 6.0	935	780	1020	865	60	420	370	13.0	225	200	6.5
HRH-10 - 1/4 - 1.5	80	65	90	75	6	70	55	3.0	35	25	1.3
HRH-10 - 1/4 - 2.0	120	100	130	105	11	95	80	4.2	45	36	2.0
HRH-10 - 1/4 - 3.1	285	240	310	265	21	185	160	6.5	90	75	3.0
HRH-10 - 1/4 - 4.0	440	360	480	390	28	250	205	8.0	125	100	3.5
HRH-10 - 3/8 - 1.5	95	75	105	80	6	70	55	3.0	35	25	1.5
HRH-10 - 3/8 - 2.0	140	115	155	125	11	90	72	3.7	55	36	2.4
HRH-10 - 3/8 - 3.0	255	210	270	225	17	200	160	6.5	100	80	3.0
HRH-10 - 3/4 - 1.5	70p	50p	80p	55p	7p	70p	55p	3.4p	35p	25p	1.7p
OX-Core											
HRH-10/OX - 3/16 - 1.8	100	80	110	90	7	50	40	2.0	60	50	3.0
HRH-10/OX - 3/16 - 3.0	320	260	350	285	17	105	95	2.5	120	100	6.0
HRH-10/OX - 3/16 - 4.0	600	500	650	550	26	130	105	4.6	150	130	8.4
HRH-10/OX - 1/4 - 3.0	350	280	385	310	17	110	90	3.0	135	110	6.0
Flex-Core											
HRH-10/F35 - 2.5	200	150	235	175	12	110	90	4.0	65	50	2.5
HRH-10/F35 - 3.5	410	320	430	330	24	220	170	6.0	120	90	3.7
HRH-10/F35 - 4.5	580	440	620	480	33	300	230	9.0	190	150	4.3
HRH-10/F50 - 3.5	380	300	400	310	24	175	130	5.5	100	75	3.6
HRH-10/F50 - 4.5	565	450	585	470	33	330	250	9.5	175	140	4.7
HRH-10/F50 - 5.0	670	520	690	540	37	380	300	10.0	215	170	5.2
HRH-10/F50 - 5.5	800	620	850	660	42	400	320	10.5	230	180	5.7

Notes: Test data obtained at 0.500" thickness.

p = Preliminary (see page 12).

HRH-310 Aramid Fiber/Polyimide Resin Honeycomb

Hexcel Honeycomb Designation Material - Cell Size - Density	Compressive			Plate Shear			
	Bare	Stabilized		L Direction		W Direction	
	Strength psi	Strength psi	Modulus ksi	Strength psi	Modulus ksi	Strength psi	Modulus ksi
HRH-310 - 1/8 - 1.8	typ	typ	typ	typ	typ	typ	typ
HRH-310 - 1/8 - 5.0	60	70	-	57	3.4	30	1.0
	660	730	40	325	10.0	175	5.0

Notes: Test data obtained at 0.500" thickness.

Data are from a very limited amount of testing.



HexWeb Honeycomb Attributes and Properties

HRH-78 Nomex Commercial Grade Aramid Fiber/Phenolic Resin Honeycomb

Hexcel Honeycomb Designation Material - Cell Size - Density	Compressive			Plate Shear			
	Bare	Stabilized		L Direction		W Direction	
	Strength psi	Strength psi	Modulus ksi	Strength psi	Modulus ksi	Strength psi	Modulus ksi
	typ	typ	typ	typ	typ	typ	typ
HRH-78 - 1/8 - 3.0	280	315	18.5p	160	5.3p	90	3.1p
HRH-78 - 1/8 - 8.0	1600	1750	60.0p	470	15.0p	250	7.8p
HRH-78 - 3/16 - 3.0	270	330	18.2p	124	4.6p	81	3.5p
HRH-78 - 3/16 - 6.0	1125	1200	-	450	13.0p	235	5.5p
HRH-78 - 1/4 - 3.0	265	285	19.0p	120	4.6p	80	3.0p
HRH-78 - 3/8 - 1.5	85	95	6.0p	60	2.5p	33	1.5p

Notes: Test data obtained at 0.500" thickness. p = Preliminary value obtained from limited testing (see page 12).

HRH-49 Kevlar 49 Honeycomb

Hexcel Honeycomb Designation Material - Cell Size - Density	Compressive			Plate Shear					
	Stabilized			L Direction			W Direction		
	Strength psi		Modulus ksi	Strength psi		Modulus ksi	Strength psi		Modulus ksi
	typ	min	typ	typ	min	typ	typ	min	typ
HRH-49 - 1/4 - 2.1	130	100	25	85	50	2.7	40	30	1.3

Note: Test data obtained at 0.500" thickness.

KOREX Aramid Fiber/Phenolic Resin Honeycomb

Hexcel Honeycomb Designation Material - Cell Size - Density	Compressive			Plate Shear			
	Bare	Stabilized		L Direction		W Direction	
	Strength psi	Strength psi	Modulus ksi	Strength psi	Modulus ksi	Strength psi	Modulus ksi
	typ	typ	typ	typ	typ	typ	typ
KOREX - 1/8 - 3.0	260	280	178	14.4	105	7.0	
KOREX - 1/8 - 4.5	530	590	360	29.5	220	12.0	
KOREX - 1/8 - 6.0	980	1000	520	34.5	310	16.0	
KOREX - 5/32 - 2.4	230	260	168	11.7	101	6.6	
KOREX - 3/16 - 2.0	150	160	85	12.0	70	5.0	
KOREX - 3/16 - 3.0	280	280	220	20.0	115	9.0	
KOREX - 3/16 - 4.5	580	660	370	31.0	220	11.4	
KOREX - 1/4 - 1.5	100	110	85	7.4	47	3.1	
KOREX - 3/8 - 4.5	520	560	343	22.4	189	8.3	
KOREX - 3/8OX - 1.5	90	100	65	4.2	49	4.2	

Notes: Test data obtained at 0.500" thickness. Data are from a very limited amount of testing.

TPU Thermoplastic Polyurethane Honeycomb

Hexcel Honeycomb Designation Material - Cell Size - Film Gauge - Density
TPU - 7/32 - .008 - 7.2
TPU - 9/32 - .012 - 8.0
TPU - 7/16 - .0015 - 7.4

Anexo 6: ASTM D-5628-96



Señalamiento: D 5628 – 96 (Reaprobado 2001) ^{e1}

Método de Prueba norma para Resistencia de impacto de Piso, Especímenes Plásticos Rígidos mediante una caída de dardo (Caída de Masa)

Este norma está emitido bajo el señalamiento fijo D 5628; el número inmediatamente siguiendo el señalamiento indica el año de adopción original o, en el caso de revisión, el año de última revisión. Un número en paréntesis indica el último año de re aprobación. Un superíndice epsilon (ε) indica un cambio de editorial desde la última revisión o re aprobación.

^{e1} Nota—cambios de Editorial estuvieron hechos durante en noviembre 2001.

1. Alcance

1.1 Este método de prueba comprende el desarrollo de un rango comparativo de los materiales según la energía que necesitaron para agrietar el piso al punto de rotura, especímenes plásticos rígidos bajo varias condiciones especificadas de impacto de un dardo en caída libre (Punzón).

1.2 Los valores de unidades en el SI son para ser considerados como la norma. Los valores en paréntesis es sólo para información.

1.3 Esta norma no pretende señalar todas las preocupaciones de seguridad, si los hay, asociados con su uso. Es la responsabilidad del usuario de esta norma, de establecer apropiadamente la seguridad y prácticas de salud y determinar el aplicabilidad de limitaciones reguladoras previo a utilizar. Posible riesgo las afirmaciones están dadas en Sección 8.

NOTA 1—Este método de prueba e ISO 6603-1-1985 es técnicamente equivalente sólo cuando las condiciones de prueba y geometría de espécimen requerida para Geometría FE y el método de Escalera de cálculo o Bruceton está utilizado.

2. Documentos de Referencia

2.1 Normas ASTM:

D 374 Métodos de Prueba para Grosor de Sólido Eléctrico Aislamiento²

D 618 Práctica para Condicionar Plásticos para Pruebas³

D 883 Terminología que Relaciona a Plásticos²

D 1600 Terminología para abreviados Términos relacionados con plásticos²

D 1709 Método de Prueba para Resistencia de Impacto de Película Plástica por el Método Libre de Caída de Dardo²

D 1898 Práctica para Muestreo de Plásticos⁴

D 2444 Método de Prueba para Determinación del Impacto Resistencia de Tubo Termoplástico y accesorios mediante la caída de un dardo con cierta masa⁵

D 3763 Método de Prueba para Propiedades de Pinchadura de Velocidad Alta de los plásticos que Utilizan Carga y Sensores de Desplazamiento⁶

D 4066 Sistema de Clasificación para Nylon Inyección y Materiales de Extrusión PA⁶

E 177 Prácticas para el uso de los términos de precisión y sesgo en Métodos de prueba de ASTM⁷

E 691 Práctica para la realización de un estudio entre laboratorios para Determinar la precisión de un método de prueba⁷

2.2 Normas de ISO:

ISO 291 Atmósferas Normales para el acondicionamiento y Pruebas⁸

ISO 6603-1 Plásticos: Determinación de Multiaxial de Impacto Comportamiento de los Plásticos rígidos-Parte 1: Método Caída de dardo⁸

3. Terminología

3.1 Definiciones:

3.1.1 Para las definiciones de términos plásticos utilizados en este método de prueba, consulte Terminologías D 883 y D 1600.

3.2 Definiciones de los términos Específicos a Este Norma:

3.2.1 *Fracaso (de probeta)*—la presencia de cualquier grieta o ruptura, creado por el impacto de la caída de dardo, que puede ser visto por el ojo bajo una luz normal en el laboratorio en condiciones normales.

3.2.2 *Energía de fracaso media (resistencia media de impacto)*—la energía requirió para producir 50% de fallos, igual al producto de la altura de caída constante y la masa media de fallo el producto de la masa constante y altura de fallo media constante.

3.2.3 *Altura de fallo media (altura de impacto de fallo)*—la altura en el cual una masa estándar, cuándo cayó en especímenes de prueba, causará 50 fracasos.

NOTA 2 Las grietas por lo general comienzan en la superficie opuesta a la que se produjo el impacto. Ocasionalmente inicia la formación de grietas en productos reforzados con vidrio, por ejemplo, puede ser difícil de diferenciar de las fibras de refuerzo. En tales casos, un tinte penetrante se puede utilizar para confirmar el inicio de la formación de la grieta.

⁵ Libro Anual de ASTM Normas, Vol 08.04. ⁶

Libro Anual de ASTM Normas, Vol 08.02. ⁷

Libro Anual de ASTM Normas, Vol 14.02.

⁸ Disponible de Instituto de Normas Nacional americano, 25 W. 43.ª St., 4.ª Piso, Nueva York, NY 10036.

¹ Este método de prueba es bajo la jurisdicción de ASTM Comité D20 en Plásticos y es la responsabilidad directa de Subcomité D20.10 en Propiedades Mecánicas.

Edición actual marzo aprobado 10, 1996. Julio publicado 1996. Originalmente publicado tan D 5628 – 94. Última edición anterior D 5628 – 95.

² Libro Anual de ASTM Normas, Vol 08.01.

³ Libro Anual de ASTM Normas, Vol 10.01.

⁴ Interrumpió; ve 1998 Libro Anual de ASTM Normas, Vol 08.01.

3.2.4 *Masa de fallo media (masa de impacto de fallo)* —la masa del dardo que, cuando se deja caer sobre las muestras de una altura estándar, causará 50% de fallos.

3.2.5 *Punzón*: un dardo con nariz hemisférica: Ver 7.2 y Fig. 1.

4. Resumen del Método de Prueba

4.1 Se permite un dardo en caída libre para golpear un espécimen apoyado directamente. Ya sea un dardo con una masa fija con caída de varias alturas, o un dardo que tiene graduable masa puede caer desde una altura fija. (Ver Fig. 2).

4.2 El procedimiento determina la energía (masa X altura) que causará el 50 % de las muestras analizadas fallen (energía media de fracaso).

4.3 La técnica utilizada para determinar la energía media de fallo es generalmente llamada el Bruceton o Método de Escalera o el Método de Arriba-y-Abajo (1).⁹ Las pruebas se concentran cerca de la media, reduciendo el número de muestras requeridas para obtener una razonable estimación precisa de la resistencia de impacto.

4.4 Cada método de prueba permite el uso de diferentes dardos y geometrías de probetas para obtener diferentes modos de fallo, permitir la toma de muestras más fácil, o probar cantidades limitadas de material. No hay medios conocidos para correlacionar los resultados de las pruebas hechas por diferentes métodos o procedimientos de impacto.

5. Importancia y Uso.

5.1 Los plásticos son viscoelásticos y por tanto puede ser sensibles a cambios en la velocidad de un objeto en caída libre. Sin embargo, la velocidad de un objeto en caída libre es una función de la raíz cuadrada de la altura de caída. Un cambio de un factor de dos en la altura de caída provocará un cambio de sólo 1,4 en la velocidad. Hagan et al (2) encontró que la energía media de fallo de placa era constante en alturas de caída entre 0.30 y 1.4 m. Esto sugiere que un método de altura variable de masa constante dará los mismos resultados que la técnica de la masa de altura variable constante. Por otro lado, los diferentes materiales responden de manera diferente a los cambios en la velocidad de impacto. Equivalencia de estos métodos no tendrían que ser dados por hecho. Mientras tanto masa constante y altura constante son permitidos por estos métodos, el método de altura constante deben ser utilizados para aquellos materiales que se encuentran para ser sensibles en el rango de velocidades encontradas en tipos de peso por caída para pruebas de impacto.

5.2 La prueba de geometría FA causa un nivel moderado estrés y puede ser utilizado para la mayoría de plásticos.

5.3 Geometría FB causa una mayor concentración de tensiones y resultados en la insuficiencia de probetas duros o gruesos que no fallan con Geometría FA (3). Esta aproximación puede producir una falla por punzón de cizallado en placa gruesa. Si ese tipo de falla no es deseable, Geometría FC puede ser utilizado. Geometría FB es adecuado para la búsqueda y el desarrollo debido al área de prueba más pequeña requerido.

⁹ Los números de negrita en paréntesis refiere a una lista de referencias al final del texto.

5.3.1 La configuración cónica del dardo de diámetro 12.7mm utilizado en Geometría FB minimiza problemas con la penetración del dardo y adherencia en muestras fallidas de algunos materiales dúctiles.

5.4 Las condiciones de ensayo de Geometría FC son los mismos que los del Método A del Método de Prueba D 1709. Han sido utilizados en especificaciones para láminas de extruido. Una limitación de esta geometría es que se requiere material considerable.

5.5 Las condiciones de ensayo de la Geometría FD es igual en cuanto al Método de Prueba D 3763.

5.6 Las condiciones de ensayo de la Geometría FE es igual en cuanto a ISO 6603-1.

5.7 Debido a la naturaleza de las pruebas de impacto, la selección de un método de prueba y dardo tiene que ser algo arbitrario. Mientras cualquiera de las geometrías del dardo pueden ser seleccionadas, el conocimiento de la aplicación final o destinada para el uso final debe ser considerado.

5.8 La sujeción de la probeta mejorará la precisión de los datos. Por tanto, se recomienda la sujeción. No obstante, con muestras rígidas, las determinaciones se pueden hacer válidas sin sujeción. Las probetas sin sujeción tienden a mostrar un poco más de resistencia al impacto.

5.9 Antes de proceder con este método de ensayo, la referencia debe trabajarse para la especificación del material que se está probando. Cualquier preparación de probetas, acondicionamiento, dimensiones, o parámetros de prueba o combinación de los mismos correspondientes a las especificaciones de materiales ASTM prevalecerán sobre aquellos mencionado en este método de prueba. Si no hay especificaciones de materiales ASTM, entonces se aplicará las condiciones predeterminadas.

6. Interferencias

6.1 Resultados caída de masa de impacto de la prueba dependen de la geometría tanto de la masa que cae y el soporte. Así, las pruebas de impacto deben utilizarse sólo para obtener clasificaciones relativas de materiales. Los valores de impacto no pueden considerarse absolutos a no ser que la geometría del equipamiento de prueba y la muestra se ajusten al requisito de uso final. El dato obtenido por procedimientos diferentes dentro de este método de prueba, o con geometrías diferentes, no pueden, en general, ser comparados directamente entre sí. Sin embargo, la relativa clasificación de los materiales pueden esperarse que sea la misma entre dos métodos de prueba si el modo del fallo y las velocidades de impacto son iguales.

6.1.1 Los tipos de caídas de masas de impacto en las pruebas no son adecuadas para pronosticar la relativa clasificación de materiales en velocidades de impacto que difieren mucho de aquellos impuestos por estos métodos de prueba.

6.2 A medida que las grietas comienzan en la superficie opuesta al que está golpeado, los resultados pueden ser muy influenciados por la calidad de la superficie de las muestras de ensayo. Por tanto, la composición de esta capa superficial, su suavidad o textura, los niveles y el tipo de textura, y el

grado de la orientación introducida durante la formación de la muestra (como puede ocurrir durante el moldeo por inyección) son variables muy importantes. Defectos en esta superficie también afectará resultados.

6.3 Las propiedades de impacto de materiales plásticos pueden ser muy sensibles a temperatura. Esta prueba puede ser llevada a cabo en cualquier temperatura y humedad razonable, por lo que representa apropiado utilizar entornos. Aun así, este método de ensayo está simulado principalmente para valorar materiales bajo condiciones de impacto específico.

ASME D 5628 – 96 (2001) ^{e1}

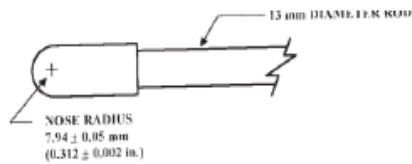


FIG. 1 (a)

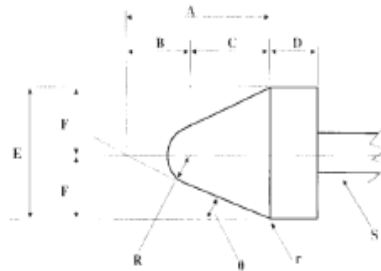


FIG. 1 (b)

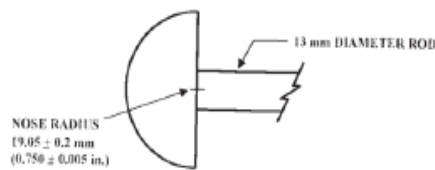


FIG. 1 (c)

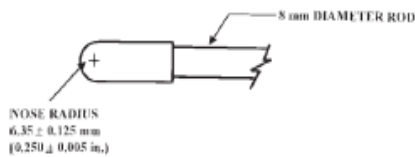


FIG. 1 (d)

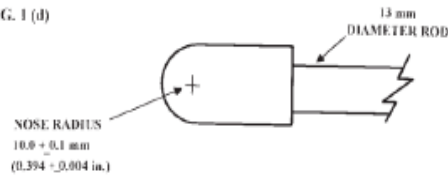


FIG. 1 (e)

Dimensiones de Cónico Dart (No a escala.)—Higo. 1(b)

NOTE 1—A menos que se especifique, la tolerancia en todas las dimensiones será de $\pm 62\%$.

Posición	Dimensión, mm	Dimensión, dentro.
Un	27.2	1.07
B	15	0.59
C	12.2	0.48
D	6.4	0.25
E	25.4	1
F	12.7	0.5
R	6.35 \pm 0.05	0.250 \pm 0.002
(Radio de nariz)		
r (Radio)	0.8	0.03
S (Diámetro) ^{1b}	6.4	0.25
u	25 \pm 1*	25 \pm 1*

* Ejes de mayor diámetro pueden ser utilizados.

FIG. 1 Dardos Geometrías de Geometrías FA (1a), FB (1b), FC (1c), FD (1d), y FE(1e)

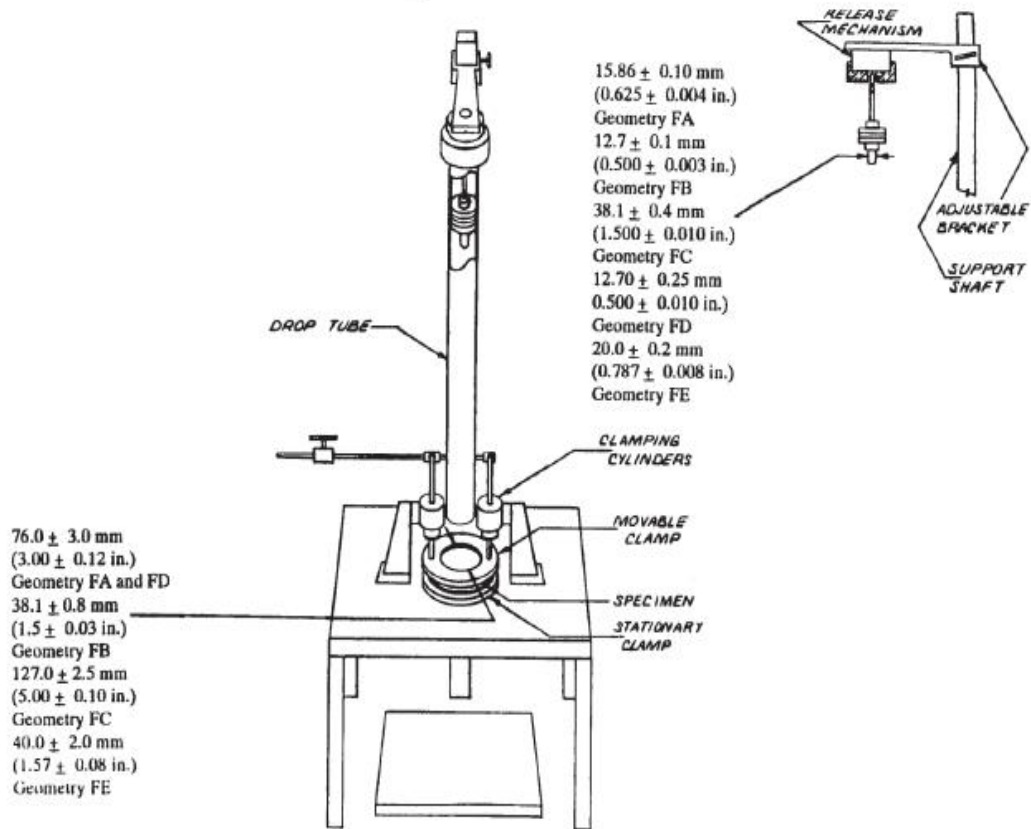


FIG. 2 Máquina tipo para caída de masas de impacto

7. Máquina

7.1 *Máquina de Pruebas*—La máquina será construida esencialmente como se muestra en la Fig. 2. La geometría de la muestra y dardo deberá ajustarse a las dimensiones dadas en 7.1.1 y 7.2..

7.1.1 *Mordazas*—Para muestras planas, de dos abrazaderas una fija y otra móvil similar a aquel mostrado en la Fig. 3 está recomendado. Para Geometrías FA y FD, el diámetro de interior debería ser 76.0 \pm 3.0 mm (3.00 \pm 0.12 pulg.). Para Geometría FB, el diámetro de interior debería ser 38.1 \pm 0.80 mm (1.5 \pm 0.03 pulg.).

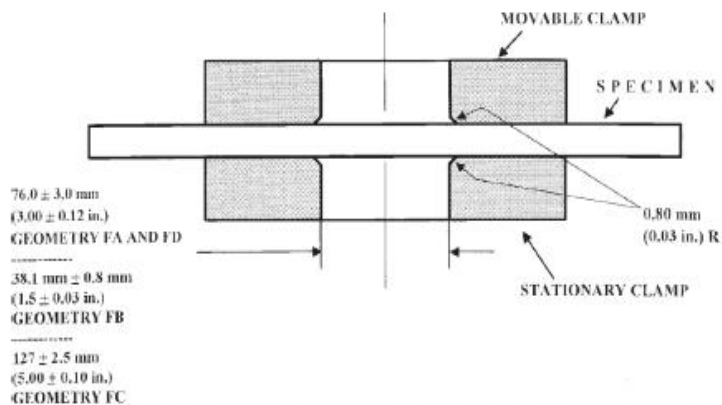


FIG. 3 Placa de Soporte/Muestra/ Configuración de mordazas para Geometrías FA, FB, FC, y FD.

Para Geometría FC, el diámetro de interior debería ser 127.0 \pm 2.5 mm (5.00 \pm 0.10 pulg.). Para Geometría FE un espécimen amular sujeta similar a las mostrada en la Fig. 4 se requiere. El diámetro interior debe ser de 40 \pm 2 mm (1.57 \pm 0.08 pulg.). (Ver Tabla 1). Para geometrías FA, FB, FC, y FD, el borde interior de la parte superior o superficie de la mordaza inferior de apoyo debe estar ligeramente redondeada; Se recomienda un radio de 0,8 mm (0,03 pulg.) para ser satisfactoria. Para Geometría FE este radio debe ser de 1mm (0,04 pulg.).

TABLA 1 Dimensiones para Dardo y anillo de soporte

Geometría	Dimensiones, mm (pulg)	
	Diámetro Dardo	Diámetro del soporte en el interior del anillo
FA	15.86 \pm 0.10 (0.625 \pm 0.004)	76 \pm 3.0 (3.00 \pm 0.12)
FB	12.7 \pm 0.1 (0.500 \pm 0.003)	38.1 \pm 0.8 (1.5 \pm 0.03)
FC	38.1 \pm 0.4 (1.5 \pm 0.010)	127.0 \pm 2.5 (5.00 \pm 0.10)
FD	12.70 \pm 0.25 (0.500 \pm 0.010)	76 \pm 3.0 (3.00 \pm 0.12)
FE	20.0 \pm 0.2 (0.787 \pm 0.008)	40 \pm 2.0 (1.57 \pm 0.08)

7.1.1.1 Contorno de las mordazas se mantendrá firme en un patrón de modo que el punto de impacto será el mismo para cada muestra.

7.1.2 *Soporte de dardo*, capaz de soportar un 13.5-kg (30-lb) masa, con un mecanismo de liberación y un dispositivo de centrar para asegurar gotas uniformes, reproducibles.

NOTE 3 Varias caídas pueden ser aseguradas a través del uso de un tubo o jaula dentro del cual el dardo caerá. En este caso, el cuidado tendría que ser ejercitado de modo que cualquier fricción que se desarrolle no reducirá la velocidad del dardo apreciable.

7.1.3 *Dispositivo de posicionamiento*—Se proveerán medios para el posicionamiento de la masa de manera que la distancia desde la que incide la superficie de la cabeza del dardo a la probeta de ensayo sea el especificado.

7.2 *Dardo*:

7.2.1 El Dardo utilizado en Geometría FA tendrá un 15.86 \pm 0.10mm (0.625 \pm 0.004 pulg.) Diámetro de cabeza hemisférica de acero para herramienta endurecido a 54 HRC o más duro. Un eje de acero sobre 13 mm (0.5 pulg.) En el diámetro será sujetado al centro de la superficie plana de la cabeza con su eje longitudinal en 90° a aquella superficie. La longitud del eje será suficientemente grande para acomodar la masa máxima requerida (véase Fig. 1(a) y Tabla 1).

7.2.2 El Dardo utilizado en Geometría FB se hará de acero endurecido a 54 HRC o más duro. La cabeza tendrá un diámetro de 12.7 \pm 0.1 mm (0.500 \pm 0.003 pulg.) Con una cónica (50° ángulo incluido) configuración tal que la superficie cónica es tangente a la nariz hemisférica. A 6.4 mm (0.25 pulg.) Diámetro del eje es satisfactorio (véase Fig. 1(b) y Tabla 1).

7.2.3 El Dardo utilizado para Geometría FC se hará de acero de herramienta endurecido a 54 HRC o más duro. La cabeza hemisférica tendrá un diámetro de 38.1 mm (0,4 6 1,5 6 0,015pulg.).

Un eje de acero alrededor de 13 mm (0,5 pulg.). En el diámetro será sujetado al centro de la superficie plana de la cabeza con su eje longitudinal en 90° a aquella superficie. La longitud del eje será bastante grande para acomodar la masa máxima (véase Fig. 1(c) y Tabla 1).

7.2.4 El dardo utilizado en Geometría FD tendrá un 12.70 \pm 0.25 mm (0.500 \pm 0.010 pulg.) Diámetro de cabeza hemisférica de acero de herramienta endurecido a 54 HRC o más duro. Un eje de acero sobre 8 mm (0.31 pulg.) En el diámetro será sujetado al centro de la superficie plana de la cabeza con su eje longitudinal en 90° a la superficie. La longitud del eje será bastante grande para acomodar la masa máxima requerida (véase Fig. 1(d) y Tabla 1).

7.2.5 El dardo utilizado utilizó en Geometría FE tendrá un 20.0 \pm 0.2 mm (0.787 \pm 0.008 pulg.) Diámetro de cabeza hemisférica de acero de herramienta endurecido a 54 HRC o más duro. Un eje acero sobre 13 mm (0.5 pulg.) En el diámetro será sujetado al centro de la superficie plana de la cabeza con su eje longitudinal en 90° a la superficie. La longitud del eje será bastante grande para acomodar la masa máxima requerida (véase Fig. 1(e) y Tabla 1).

7.2.6 La cabeza del dardo deberá estar libre de muescas, arañazos, u otras irregularidades de superficie.

7.3 *Masas*— Se requieren masas cilíndricas de acero que tienen un agujero central al cual el dardo encajará . Una variedad de masas de diferentes materiales o espesores se necesitan para ser probados.

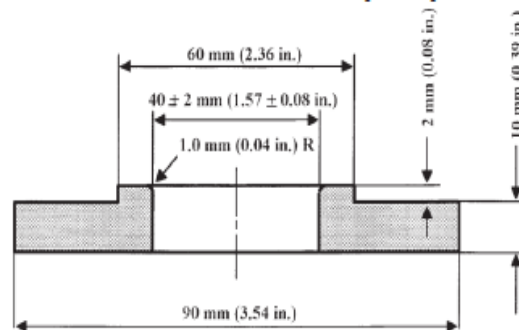


FIG. 4 Soporte de las Probetas para Geometría FE

Para un material de baja resistencia de impacto, la masa del dardo puede necesitar ser ajustada por incrementos de 10 g o menos. Los materiales de alta resistencia de impacto pueden requerir incrementos de 1 kg o más.

7.4 *Micrómetro*, para la medición de espesor de la muestra. Debe tener una precisión de 1% del espesor promedio de las muestras que se están probando. Ver la norma ASTM D 374 para descripciones de micrómetros adecuados.

7.5 La masa del dardo y el conjunto del eje y la masa adicional requerida debe conocerse con una precisión de 61%

8. Peligros

8.1 *Medidas de Seguridad:*

8.1.1 Amortiguación y Protección los dispositivos serán proporcionados para proteger al personal y para evitar daños a la superficie del dardo. Un tubo o la jaula pueden contener el dardo si rebota después de golpear una probeta.

8.1.2 Cuando se utilizan los pesos extras, es peligroso para un operador intentar coger un dardo rebotando. Figura 2 Método de Prueba D 2444 muestra una forma mecánica "receptor recogedor" empleado conjuntamente con un tubo de caída.

9. Muestreo

9.1 A no ser que se acuerde lo contrario entre el fabricante y el productor, la muestra del material de acuerdo con Secciones 9 a 14 de la norma ASTM D 1898.

10. Especímenes de prueba

10.1 Las probetas planas deberán ser lo suficientemente grandes para que puedan sujetar firmemente si la sujeción es deseable. Ver Tabla 2 para la medida mínima de probetas que puede ser utilizado para cada geometría de prueba.

10.2 El espesor de cualquier espécimen en una muestra no diferirá por más de 5% del espesor medio de espécimen de esa muestra. Aun así, si las variaciones son mayores que el 5% es inevitable en una muestra que está obtenida de partes, la muestra puede ser probada, pero el dato no será utilizado para propósitos referenciales. Para conformidad con la norma ISO 6603-1 el espécimen de prueba será 60 ± 2 mm (2.4 ± 0.08 pulg.) de diámetro o 60 ± 2 mm (2.4 ± 0.08 pulg.) Cuadrado con un espesor de 2 ± 0.1 mm (0.08 ± 0.004 pulg.). No es permitido el mecanizado de probetas para reducir la variación.

10.3 Cuando aproximadamente la masa de fallo para una muestra dada que se conoce, 20 ejemplares suele producir suficientes resultados precisos. Si la masa de fracaso media es desconocida, seis o más especímenes adicionales desconocidos deben utilizarse para determinar el punto de partida apropiado de la prueba. Por un cumplimiento de la norma ISO 6603-1 un mínimo de 30 probetas deben ser probados.

TABLA 2 Medida Mínima de las Probetas.

Geometría	Diámetro de la Probeta, mm(pulg)	Probeta Cuadrada, mm (Pulg.)
FA	89 (3.5)	89 por 89 (3.5 por 3.5)
FB	51 (2.0)	51 por 51 (2.0 por 2.0)
FC	140 (5.5)	140 por 140 (5.5 por 5.5)
FD	89 (3.5)	89 por 89 (3.5 por 3.5)
FE	58 (2.3)	58 por 58 (2.3 por 2.3)

10.4 Examine cuidadosamente la muestra visualmente para asegurar que las muestras son libres de grietas u otras imperfecciones obvias o daños, a menos que estas imperfecciones constituyen variables bajo estudio. Las muestras que se sabe son defectuosas no tendría que ser probadas para propósitos de especificación. Las partes de producción, aun así, deben ser probadas en la condición recibida, para determinar la conformidad con normas especificadas.

10.5 Seleccionar un método adecuado para hacer las probetas que no afectará la resistencia de impacto del material.

10.6 Las muestras pueden tener superficies lisas planas en ambos lados, ser de textura en un lado y suavizar por otro lado, o ser de textura en ambas superficies. Ambas superficies pueden tener la misma textura o dos niveles diferentes y tipos de textura. Cuando se prueban, se debe prestar especial atención a cómo la muestra es posicionada sobre el soporte.

NOTE 4— Como solo diez ejemplares a menudo producen suficientemente datos fiables de la masa media de fallo. Aun así, en tales casos la desviación estándar será relativamente grande (1).

11. Condiciones

11.1 A no ser que se especifique lo contrario, condiciones para la prueba en 23 ± 2°C (73.4 ± 3.6°F) y 50 ± 5 humedad relativa para no menos de 40 horas previo al ensayo, de acuerdo con Procedimiento A de la norma ASTM D 618, para aquellas pruebas donde el condicionante está requerido. En casos de desacuerdo, la tolerancia será 61°C (61.8°F) y humedad relativa 62%. Para conformidad con requisitos de ISO, los especímenes tienen que ser condicionados para un mínimo de 16 h previo al ensayo o post-acondicionado de acuerdo con la norma ISO 291, a no ser que el periodo de condicionante está declarado en la especificación de ISO pertinente para el material.

11.1.1 Nótese que para algunos materiales higroscópicos, como nylons, las especificaciones de materiales (por ejemplo, Especificación D4066) pide probar "secas las muestras como moldeados". Tales requisitos tienen prioridad sobre el pre-acondicionamiento anterior de 50 % de humedad relativa y requieren el sellado de las probetas en recipientes impermeables al vapor de agua y no sacándoles hasta el punto de prueba.

11.2 Realizar pruebas en la atmósfera estándar de laboratorio 23 ± 2°C (73.4 ± 3.6°F) y en 50 ± 5% humedad relativa, a menos que se especifique lo contrario.

11.3 Cuando se desea pruebas a temperaturas distintas a 23°C, transferencia los materiales a la temperatura de prueba deseada dentro de 30 min, preferentemente inmediatamente, después de la finalización del pre-acondicionamiento. Mantenga las muestras a la temperatura de ensayo para no más de 5 horas antes de la prueba, y, en ningún caso, por menos

del tiempo necesario para asegurar equilibrio térmico de acuerdo con Sección 10 de la norma ASTM D 618.

12. Procedimiento

- 12.1 Determinar el número de especímenes para cada muestra a ensayar, como se especifica en 10.3.
- 12.2 Marque los especímenes y condiciones que se especifican en 11.1.
- 12.3 Preparar la máquina de ensayo para la geometría (FA, FB, FC, FD, FE) seleccionado.
- 12.4 Medir y registrar el espesor de cada muestra en el área de impacto.
- 12.5 Escoger un espécimen al azar de la muestra. Una tabla de números aleatorios puede ser utilizada si se desea.
- 12.6 Colocar las mordazas en la muestra. La misma superficie o el área tendrían que ser el objetivo cada vez (ver 6.2). Utilizar la sujeción, la fuerza debe ser suficiente para evitar el movimiento de la muestra con la caída de la masa del dardo.
- 12.7 A menos que se especifique lo contrario, colocar inicialmente el dardo 0.660 ± 0.008 m (26.0 ± 0.3 pulg.) De la superficie de la probeta.
- 12.8 Ajustar la masa total del dardo o la altura del dardo, o ambos, para que esa cantidad cause la mitad de fallos en los especímenes.

NOTE 5—Si los fallos no se pueden producir con el máximo disponible de masa, la altura de caída se puede aumentar. La temperatura de prueba podría ser reducida por (a) el uso de una mezcla de hielo-agua, o (b) por climatización del ambiente para proporcionar una de las temperaturas indicadas en 3.3 de la norma ASTM D618. En cambio, si la caída del dardo provoca errores a la distancia de 0.660 m, la altura de caída se puede disminuir. Un cambio moderado en la velocidad del dardo no suele afectar a la energía media de falla apreciable. Consulte 5.1.

12.9 Liberación del dardo. Asegúrese que golpee en el centro del espécimen. Si el dardo rebota, cogerlo para impedir daño de impacto múltiple a la superficie del espécimen (ver 8.1.2).

12.10 Retirar la muestra y examinarla para determinar si o ha fallado o no. La deformación permanente por sí sola no se considera un fallo, pero tenga en cuenta la magnitud de tal deformación (profundidad, área). Para algunos polímeros, por ejemplo, poliéster reforzado con vidrio, con grietas iniciales puede ser difícil de determinar a simple vista.

La exposición de la superficie a un tinte penetrante, como violeta de genciana, se puede utilizar para determinar el inicio de la deformación de grietas. Como resultado de la amplia gama de tipos de fallas que se pueden observar con diferentes materiales, la definición de fallo se define en la especificación de material prevalecerán sobre la definición que se indica en 3.2.1. Otras definiciones de fallo pueden ser utilizadas si esto de acuerdo el proveedor y usuario.

12.11 Si el primer espécimen falla, retire un incremento de la masa del dardo mientras se mantiene la altura de caída, o disminuir la altura de caída mientras se mantiene la constante de masa (ver 12.12). Si la primera muestra no falla, agregue un incremento de masa al dardo o aumente la altura de caída. A continuación compruebe la segunda muestra.

12.12 De este modo, seleccione la altura de impacto o masa del dardo para cada prueba de los resultados observados con el

especimen sólo previamente probado. Pruebe cada espécimen sólo una vez.

12.13 Para obtener mejores resultados, el incremento de la masa del dardo o la altura debe ser aproximadamente equivalente a *s*, la desviación estándar estimada de la prueba para aquella muestra. Un incremento de 0.5 a 2 veces *s* es satisfactorio (ve sección 13.4).

NOTE 6—Un incremento del 10 % de la masa de fallo media estimado o altura de fallo media se ha encontrado que es aceptable en la mayoría de casos.

12.14 Mantener un gráfico de los datos, como se muestra en el Apéndice X1. Utilice un símbolo, como X, para indicar un fallo y un símbolo diferente, como O, para indicar un no fallo en cada masa o nivel de altura

12.15 Para cualquier espécimen que da un comportamiento de rotura que aparece para ser una de las demás, las condiciones de aquel impacto serán examinadas. La muestra puede ser desechada sólo si una causa única de anomalía puede ser encontrada, como un defecto interno visible en el espécimen roto. Tenga en cuenta que el comportamiento de ruptura puede variar ampliamente dentro de un conjunto de muestras. Los datos de especímenes que muestran un comportamiento atípico no debe ser eliminado simplemente a partir de tal comportamiento.

13. Cálculo

13.1 Masa de Fallo media—Si un procedimiento de altura constante se utilizó, calcular la masa de fallo media de los datos de prueba obtenidos, como sigue:

$$w = w_0 + d_w(A/N \pm 0.5) \tag{1}$$

13.2 Altura de Fallo media—Si un procedimiento de masa constante se utilizó, calcular la altura de fallo media de los datos de prueba obtenidos, como sigue:

$$h = h_0 + d_h(A/N \pm 0.5) \tag{2}$$

Dónde:

- w = Masa de fallo media, kg,
- h = Altura de fallo media, mm,
- d_w = Incremento de peso del dardo, kg,
- d_h = Incremento de altura del dardo, mm,
- N = Número total de fallos o no fallos, lo que sea más pequeño. Para facilidad de notación, Cualquiera que sea usado.
- w₀ = Masa más pequeña en la cual ocurrió la falla, kg
- h₀ = Altura más baja en el cual ocurrió la falla, mm (o pulg.).
- A = $\sum_{i=0}^k in_i$

i = 0, 1, 2... *k* (existiendo el índice, comienza desde *h*₀ ó *w*₀),
n_i = número de eventos ocurridos en *h_i* or *w_i*,
w_i = *w*₀ + *i**d_w*, y
h_i = *h*₀ + *i**d_h*.

Al calcular *w* o *h*, se utiliza el signo negativo cuando los eventos son fallos. Se utiliza el signo positivo cuando los acontecimientos son satisfactorios. Consulte el ejemplo en el Apéndice X1.

13.3 *Energía media de fallo*—Calcular la energía media de fallo de la siguiente manera: $MFE = hwf$

Dónde:

- MFE = Energía media de fallo, J,
 - h = Altura media de fallo o altura constante como sea el caso, mm
 - w = Masa de fallo media o masa constante cual sea el caso, kg, y
 - f = Factor para conversión a joules.
- Use $f = 9.80665 \times 10^{-3}$ si $h = \text{mm}$ y $w = \text{kg}$.

13.4 *Desviación estándar estimada de la muestra*—Si se desea a efectos de registro, la desviación estándar estimada de la muestra, ya sea para la masa variable o la altura variable pueden ser calculadas como sigue:

$$s_w = 1.62d_w[B/N - (A/N)^2] + 0.047d_w \quad \text{ó} \quad (3)$$

$$s_h = 1.62d_h[B/N - (A/N)^2] + 0.047d_h \quad (4)$$

Dónde:

- s_w = Estimación de la desviación estándar, masa, kg
 - s_h = Estimación de la desviación estándar, altura, mm, y
- $$B = \sum_{i=1}^n i^2 n_i \quad (5)$$

El cálculo anterior es válido para $[B/N - (A/N)^2] > 0.3$ si el valor es < 0.3 , el uso de la tabla I de la ref (3)

13.5 *Desviación estándar estimada de la muestra* —Calcula la desviación estándar estimada de la muestra altura de fallo media o el peso de la siguiente manera:

$$S_{\bar{w}} = Gs_w/\sqrt{N} \quad (6)$$

ó

$$S_{\bar{h}} = Gs_h/\sqrt{N} \quad (7)$$

Dónde:

- s_h = Desviación estándar estimada de la altura media, mm,
 - s_w = Desviación estándar estimada de la masa media, kg, y
- factor de G que es una función de s/d (ver Apéndice X2).

Un ejemplo de cálculo de s_w puede encontrarse en el Apéndice X1.

NOTE 7—Para valores de G en otros niveles de s/d , ver Fig. 22 en la Referencia (4).

13.6 *La desviación Estándar estimada de la media de Energía de Fallos*—Calcula la desviación estándar estimada media de la energía de fallo como sigue:

$$S_{MFE} = S_{\bar{h}}wf \quad (8)$$

ó

$$S_{MFE} = S_{\bar{h}}hf \quad (7)$$

Dónde:

- S_{MFE} = Desviación estándar del fallo medio de la energía.

14. Informe

14.1 Se reporta la siguiente información:

14.1.1 La identificación completa de la muestra analizada, incluso tipo de material, fuente, el código del fabricante, forma, dimensiones principales, e historia anterior,

14.1.2 Método de preparación de especímenes.

14.1.3 Si la superficie del espécimen es lisa o texturizada, el nivel y tipo de textura si se conoce, y si la textura es en sólo uno o ambas superficies,

14.1.4 Si el espécimen es texturizado, informar si la textura de la superficie mira hacia arriba, hacia el dardo o hacia abajo lejos del dardo,

14.1.5 Los medios de sujeción, en su caso,

14.1.6 Declaración de geometría (FA, FB, FC, FD, FE) y el procedimiento utilizado—masa constante o altura constante,

14.1.7 Espesor de los especímenes abalizados (promedio y el rango).

14.1.8 El número de muestras de prueba empleados para determinar la altura media de fallo o de masas.

14.1.9 Energía media de Fallo

14.1.10 Tipos de fallo, por ejemplo: (a) grieta o grietas en solo una superficie (la placa aún podría contener agua), (b) grietas que penetran todo el espesor (de agua es probable que penetre a través de la placa), (c) Trizado quebradizo (la placa esta en varios pedazos después del impacto), o (d) Insuficiente ductilidad (la placa esta penetrada por un desgarro contundente). Informe otra deformación observada debido a un impacto, si los especímenes fallan o no.

14.1.11 Si es atípica la deformación para cualquier espécimen dado se observa la muestra para ese material, tenga en cuenta la causa asignable, si se conoce,

14.1.12 Fecha de la de la prueba y la identificación del operador,

14.1.13 Temperatura de prueba,

14.1.14 En ningún caso los resultados obtenidos con las geometrías arbitrarias que difieren de aquellos contenidos en este método de prueba deberán ser informados con los valores que obtuvieron por este método de prueba (D 5628), y

14.1.15 El número de método de la prueba y fecha de revisión publicada.

15. Precisión y Desviación.

15.1 Tablas 3 y 4 está basado en una ronda robin¹⁰ realizada en 1972 que incluye tres materiales ensayados por seis laboratorios. Los datos de solo cuatro laboratorios fueron utilizados en calcular los valores en estas tablas. Cada resultado de la prueba fue la media de múltiples determinaciones individuales (Procedimiento de Escalera Bruceton). Cada laboratorio obtuvo un resultado de la prueba para un material.

NOTE 8—El número de los laboratorios participantes en la ronda robin de 1972 y el número de los resultados recogidos no cumplen con los requisitos mínimos de la norma ASTM E 691. Datos en tablas 3 y 4 tendría que ser utilizado sólo para orientación, y no como un árbitro cuándo hay una disputa entre usuarios de este método de prueba.

15.1.1 *Polimetilmetacrilato (PMMA)* —Los especímenes fueron cortados de muestras de 3.18-mm (0.125-pulg.) de espesor de lámina.

15.1.2 *Estireno-butadieno (SB)*—Los especímenes fueron cortados de muestras de 2.54-mm (0.100-pulg.) espesor de la lámina.

15.1.3 *Acrilonitrilo-Butadieno-Estireno (ABS)*—Los especímenes fueron cortados de muestras de 2.64-mm (0.104-dentro.) espesor de la lámina.

NOTE 9— **Precisión:** Las explicaciones siguientes de r y R (15.2-15.2.3) es sólo tiene la intención presentar una manera significativa de considerar la precisión aproximada de este método de prueba. Los datos de las Tablas 3 y no debe aplicarse con rigor a la aceptación o rechazo de los materiales, como esos datos son es específico a la ronda robin y no puede ser representativos de otros lotes, condiciones, materiales, o laboratorios. Los usuarios de este método de prueba deben aplicarse los principios señalados en la norma ASTM E 691 para generar datos específico a su laboratorio y materiales, o entre laboratorios específicos. Los principios de 15.2-15.2.3 serían entonces válido para estos datos.

15.2 *Concepto de r y R* —Si V_r y V_R se han calculado de un cuerpo lo suficientemente grande de datos, y para resultados de prueba que eran medios de prueba múltiples muestras individuales (Procedimiento de Escalera Bruce-ton), se aplicalo siguiente:

¹⁰ Apoyando el dato es disponible de ASTM Sede. Petición RR-D 20-1030.

TABLA 3 Método de Precisión FB

Material	Media, J	Valores expresados como porcentaje de la media	
		V_r	r
Polimetacrilato de metilo (PMMA)	0.35	12.6	35.7
Estireno-butadieno (SB)	9.26	18.7	52.9
El acrilonitrilo-butadieno-estireno (ABS)	11.8	14.9	42.2

Datos generados en tres laboratorios
 V_r = Coeficiente de variación medio dentro del laboratorio
 $r = 2.83 V_r$

TABLA 4 Método de Precisión, FC

Material	Media, J	Valores expresados como porcentaje de la media	
		V_r	r
Polimetacrilato de metilo (PMMA)	1.33	4.13	11.7
Estireno-butadieno (SB)	48.3	18.3	51.8

V_r = Coeficiente de variación medio dentro del laboratorio
 $r = 2.83 V_r$

15.2.1 *Repetibilidad, r* —Al comparar dos resultados de prueba para el mismo material obtenido por el mismo operador, con el mismo equipamiento en el mismo día, los dos resultados de prueba tendrían que ser juzgados no equivalente si difieren por más del r valor para aquel material.

15.2.2 *Reproducibilidad, R* —Al comparar dos resultados de prueba para el mismo material obtenido por distintos operadores y utilizando diferentes equipos en diferentes laboratorios, las estadísticas de reproducibilidad no se calcularon porque los datos de solo cuatro y tres laboratorios no justifican hacer estos cálculos.

15.2.3 Cualquier fallo de conformidad con 15.2.1 tendría un aproximado de 95% (0,95) de probabilidad de ser correcta.

15.3 *Desviación*—No hay criterios reconocidos por el cual calcular la desviación de este método de prueba.

15.4 Los Esfuerzos para formar un grupo de trabajo para tratar entre reproducibilidad de laboratorio de este método de ensayo no ha tenido éxito. Las personas interesadas en participar en tal grupo de trabajo deben comunicarse con las oficinas de ASTM Sede.

16. Palabras Clave

16.1 Impacto de dardo; las caídas de masas de impacto; impacto; resistencia al impacto; energía de fallo media; altura de fallo media; masa de fallo media; plástico rígido; Dardo

APÉNDICE

(Información no Obligatoria)

XI. CÁLCULOS DE MUESTRA

Total Dart Mass, kg	Outcome of Test (X = failure; O = non-failure)																				n_x	n_o	i	n_j	in_1	$\hat{p}n_1$	
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20							
9.00						X															1	0	2	1	2	4	
8.00					O		X		X				X		X						4	1	1	4	4	4	4
7.00		X		O				O		X		O		O		X		X		O	4	5	0	4	0	0	
6.00	O		O								O							O		O	0	5					
Totals																					9	11		9	6	8	
																					(N_x)	(N_o)		(N)	(A)	(B)	

$w_o = 7.00; N = N_x = 9; d = 1.00$
 $w = w_o + d(A/N - 0.5)$
 $= 7.00 + 1.00 (6/9 - 0.5)$
 $= 7.17 \text{ kg}$
 $s = 1.620 d \sqrt{[(NB - A^2)/9^2] + 0.029}$
 $= 1.620 (1.00) \sqrt{[(9 \cdot 8 - 6^2)/9^2] + 0.029}$
 $= 0.77 \text{ kg}$
 $s/d = 0.77/1.00 = 0.77; G = 1.035 \text{ (from Table X1.1)}$
 $s_w = Gs/\sqrt{N} = 1.035 (0.77)/\sqrt{9} = 0.27 \text{ kg}$

TABLA X1.1 Valores de G para Obtener la Desviación Estándar Estimada del Fallo

s/d	0.00	0.01	0.02	0.03	0.04	0.05	0.06	0.07	0.08	0.09
0.40						1.18	1.175	1.17	1.16	1.155
0.50	1.15	1.145	1.14	1.135	1.13	1.125	1.12	1.11	1.105	1.10
0.60	1.095	1.09	1.085	1.08	1.075	1.07	1.065	1.06	1.055	1.05
0.70	1.055	1.05	1.045	1.04	1.035	1.03	1.025	1.02	1.015	1.01
0.80	1.03	1.025	1.02	1.015	1.01	1.005	1.00	0.995	0.99	0.985
0.90	1.01	1.005	1.00	0.995	0.99	0.985	0.98	0.975	0.97	0.965
1.00	0.995	0.99	0.985	0.98	0.975	0.97	0.965	0.96	0.955	0.95
1.10	0.98	0.975	0.97	0.965	0.96	0.955	0.95	0.945	0.94	0.935
1.20	0.97	0.965	0.96	0.955	0.95	0.945	0.94	0.935	0.93	0.925
1.30	0.965	0.96	0.955	0.95	0.945	0.94	0.935	0.93	0.925	0.92
1.40	0.96	0.955	0.95	0.945	0.94	0.935	0.93	0.925	0.92	0.915
1.50	0.955	0.95	0.945	0.94	0.935	0.93	0.925	0.92	0.915	0.91
1.60	0.95	0.945	0.94	0.935	0.93	0.925	0.92	0.915	0.91	0.905
1.70	0.945	0.94	0.935	0.93	0.925	0.92	0.915	0.91	0.905	0.90
1.80	0.94	0.935	0.93	0.925	0.92	0.915	0.91	0.905	0.90	0.895
1.90	0.935	0.93	0.925	0.92	0.915	0.91	0.905	0.90	0.895	0.89
2.00	0.935	0.93	0.925	0.92	0.915	0.91	0.905	0.90	0.895	0.89

REFERENCIAS


(1) Brownlee, K. A., Hodgest, J. L., Jr., and Rosenblatt, Murray, "The Up-and-Down Method with Small Samples," *American Statistical Association Journal*, Vol 48, 1953, pp. 262-277.

(2) Hagan, R. S., Schmitz, J. V., and Davis, D. A., "Impact Testing of High Impact Thermoplastic Sheet," *Technical Papers, 17th Annual Technical Conference of SPE, SPPPB*, Vol VIII, January 1961.

(3) "Test Method A—Falling Dart Impact, Proposed Method of Test for Impact Resistance of Fabricated Plastics Parts," *Proposed Test Methods for Plastics Parts Used in Appliances*, the Society of the Plastics Industry, New York, NY, January 1965.

(4) Weaver, O. R., "Using Attributes to Measure a Continuous Variable in Impact Testing Plastic Bottles," *Materials Research and Standards, MR & S*, Vol 6, No. 6, June 1966, pp. 285-291.

(5) Natrella, M. G., *Experimental Statistics*, National Bureau of Standards Handbook 91, October 1966, pp. 10-22 and 10-23.

 D 5628 – 96 (2001) e1

ASTM Internacional no toma posición respecto a la validez de los derechos de patente declarados en relación con cualquier artículo mencionado en esta norma. Los usuarios de esta norma están expresamente avisados de que la determinación de la validez de tales derechos de patente, y el riesgo de violación de estos derechos, son enteramente su propia responsabilidad.

Esta norma está sujeta a revisión en cualquier momento por el comité técnico responsable y debe ser revisado cada cinco años y si no es revisado, ya sea aprobado de nuevo o retirado. Sus comentarios son invitados para la revisión de esta norma o para normas adicionales y deberán dirigirse a las oficinas de ASTM Internacional. Sus comentarios serán atentamente examinados en una reunión del comité técnico responsable, a la que usted puede asistir. Si usted siente que sus comentarios no han recibido una audiencia justa hacer que sus puntos de vista a la Comisión de Normas de la ASTM, a la dirección que se muestra a continuación.

Esta norma es propiedad intelectual de ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19380 a 2.050, Estados Unidos. Copias (simples o múltiples) de esta norma pueden obtenerse contactando a ASTM en la anterior dirección o al 610-832-9585 (teléfono), 610-832-9555 (fax), o service@astm.org (e-mail); o a través de la página web de ASTM (www.astm.org).

Anexo 7: Dardos y su Tratamiento de Dureza

Las cuatro Configuraciones de Dardos, son hechos de Acero al Carbono 705, con un tratamiento de endurecido en la capa superficial de Nitrurado, alcanzando una dureza de 54 RC (Dureza Rockwell).



Figura 7.1: Dardo para Geometría FA



Figura 7.2: Dardo para Geometría FB



Figura 7.3: Dardo para Geometría FC



Figura 7.4: Dardo para Geometría FE

Elaborado por: El Investigador

Anexo 8: Mordazas

Las Mordazas para sujeción de las probetas, fueron fabricadas en Acero común o de transmisión 1018, en la parte izquierda existe una numeración, la cual indica el diametro interno y el cual debe coincidir como se muestra para su correcto montaje.

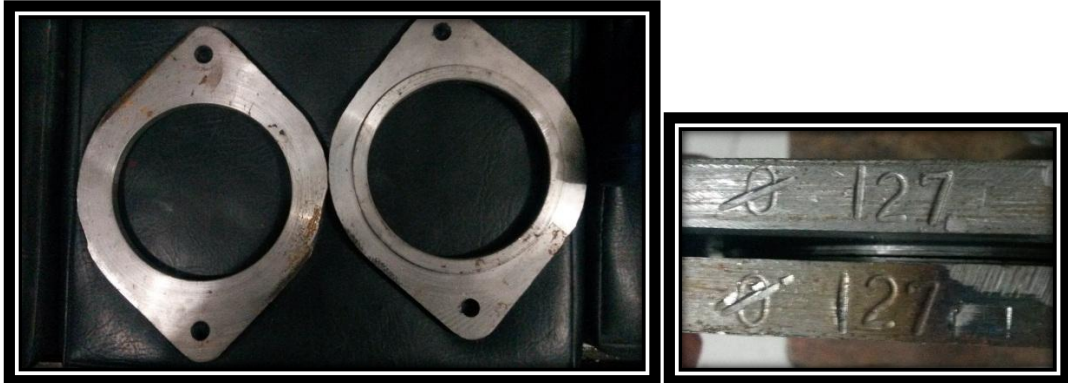


Figura 7.1: Mordazas para Geometría FC

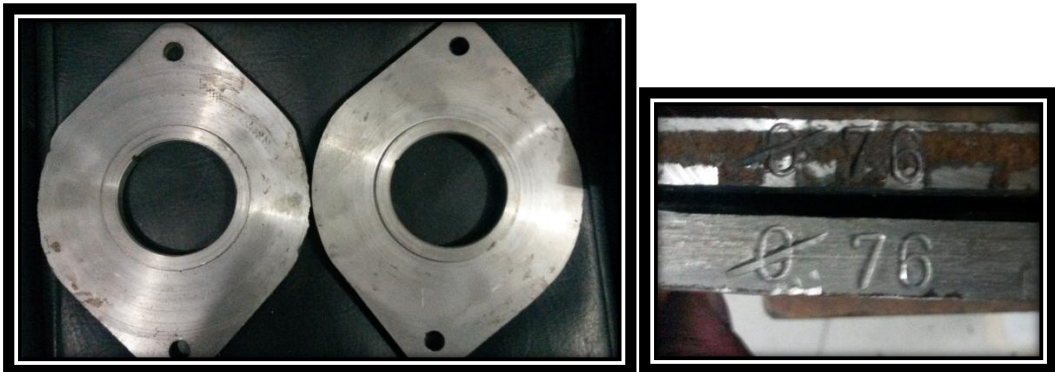
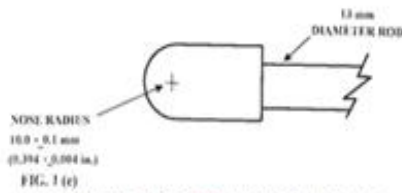
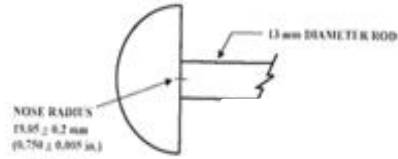
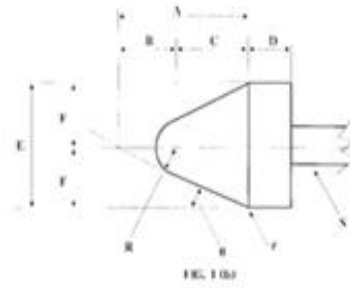
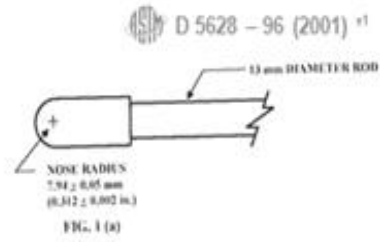


Figura 7.1: Mordazas para Geometría FA



Figura 7.1: Mordazas para Geometría FB y FE
Elaborado por: El Investigador

Anexo 9: Geometrías Dardos y Tolerancias



Dimensiones de Cónico $\frac{1}{8}$ (No a escala)—Higo. 1(2)

Note 1—A menos que se especifique, la tolerancia en todas las dimensiones será de $\pm 2\%$.

Posición	Dimensión, mm	Dimensión, decim.
Un	27.2	1.07
B	15	0.59
C	12.2	0.48
D	6.4	0.25
E	25.4	1
F	12.7	0.5
R	6.35 ± 0.05	0.250 ± 0.002
(Radio de nariz) r (Radio)	0.8	0.03
S (Diámetro) ^{**}	6.4	0.25
ϕ	25 $\pm 1^*$	25 $\pm 1^*$

* Ejes de mayor diámetro pueden ser utilizados.

FIG. 1 Dardos Geometrías de Geometrías FA (1a), FB (1b), FC (1c), y FE (1e)

Anexo 10: Masa Adicional para Dardos

La masa adicional con la que se cuenta, son rodela de Acero 1018 con un diametro interior de 13mm, un peso de 17.64 gramos por cada una y se tienen a disposición 52 rodela para añadir masa a los dardos.



Figura 7.1: Rodela para añadir masa a los Dardos



Figura 7.1: Rodela en compartimento de reposo
Elaborado por: El Investigador

Anexo 11: Medias mínimas de Probetas

TABLA 11.1 Medida Mínima de las Probetas.

Geometría	Diámetro de la Probeta, mm(pulg)	Probeta Cuadrada, mm (Pulg.)
FA	89 (3.5) (3.5 por 3.5)	89 por 89
FB	51 (2.0) (2.0 por 2.0)	51 por 51
FC	140 (5.5) (5.5 por 5.5)	140 por 140
FE	58 (2.3) (2.3 por 2.3)	58 por 58

Anexo 12: Implementos de Protección

Utilizar equipo personal para la manipulación de masa y dardos, guantes antideslizantes, gafas protectoras, mandil de trabajo y casco protector, y ajustar a la masa el anillo de protección ya que se manipula pesos que pueden provocar accidentes.



Figura 12.1: Equipo de Protección Personal



Figura 12.2: Sujetador de Nylon para la masa adicional del Dardo
Elaborado por: El Investigador

Anexo 13: Calibración y ajustes de la máquina de Ensayo

Para la Nivelación inicial de la máquina de ensayo, se usará un plinto como se muestra en la figura 13.1, en la bobina de sujecion con su respectivo acople y nivelar la máquina a la distancia máxima a la que esta disponible (1,70 m)



Figura 13.1: Montaje de Plinto en el centro de gravedad

Para ajustar la nivelación de la mesa de apoyo se usará una llave $\frac{1}{2}$ " como se muestra en la figura 13.2 para su ajuste inicial y que el dardo tenga una caída perpendicular sin ninguna dificultad.



Figura 13.2: Ajuste de la mesa para nivelar la caída de Dardo
Elaborado por: El Investigador

Para la medición de altura con precisión, se usará el medidor láser de altura Bosch GLM-30 como se muestra en la figura 13.3, de la siguiente manera:

- Una pulsación en la Flecha Roja para iniciar
- Una pulsación en la Flecha Roja para medir la distancia
- Una pulsación en la Flecha Roja para marcar la distancia correcta
- Una pulsación en la Flecha Roja durante 2 segundos para reiniciar el equipo



Figura 13.3: Medidor Láser “Bosch GLM 30”
Elaborado por: El Investigador

Anexo 14: Conexiones Neumáticas y Eléctricas

Realizar la conexión necesaria del compresor y la toma de aire al pistón neumático de la máquina de ensayo de impacto ubicado en la parte inferior de la misma con los acoples rápidos que se encuentran en el compartimento inferior, Recuerde que el pistón neumáticos tiene su propio Actuador Manual en la parte lateral izquierda del equipo de ensayo.



Figura 14.1: Acoples Rápidos Neumáticos

De la misma manera insertar el conector a 110 Voltios, con lo cual se energiza la bonina para liberar el accionamiento de sujeción del Dardo montado.



Figura 14.2: Conector de 110 Voltios
Elaborado por: El Investigador

Anexo 15: Montaje de Probeta

El montaje de las Probetas se usará los anillos de sujecion como se muestra en la figura 15.1 verificando que la posición de las mordazas sea la adecuada y explicada en el Anexo 8.

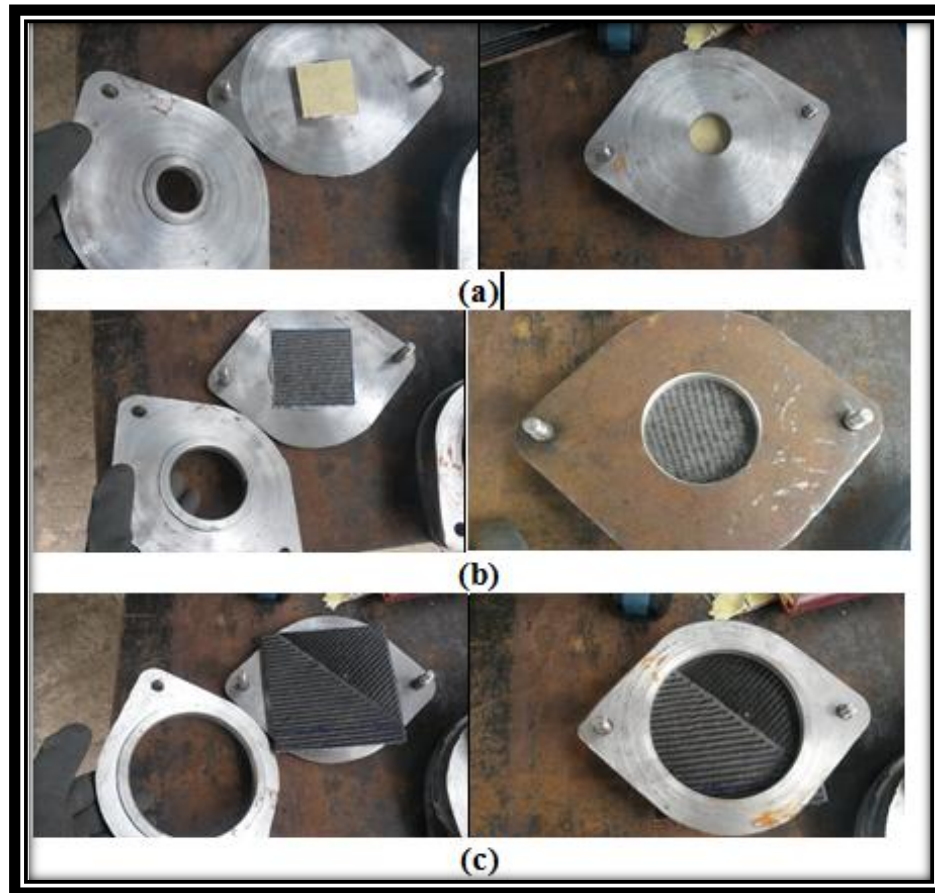


Figura 15.1: (a) Montaje para Geometría FA, (b) Montaje para Geometría FB y FE, (c) Montaje para Geometría FC

Anexo 16: Bobina y Mecanismo de sujeción del Dardo y su montaje

Para energizar la bobina se usará el conector de 110 voltios, el cual funciona energizando y desactivando el seguro para la caída inmediata del Dardo como se muestra en la figura 16.1, mientras tanto la desenergización tendrá activado el seguro de caída.



Figura 16.1: Bobina y Seguro de sujeción del dardo

Para el montaje de los dardos como se muestra en la figura 16.2 la bobina tiene q estar desenergizada. La variación de masa para cada dardo es así:

- Geometría FA: un total de 52 rodela. Figura 16.2 (d)
- Geometría FB : un total de 18 rodela. Figura 16.2 (a)
- Geometría FC : un total de 8 rodela. Figura 16.2 (b)
- Geometría FD : un total de 45 rodela. Figura 16.2 (c)

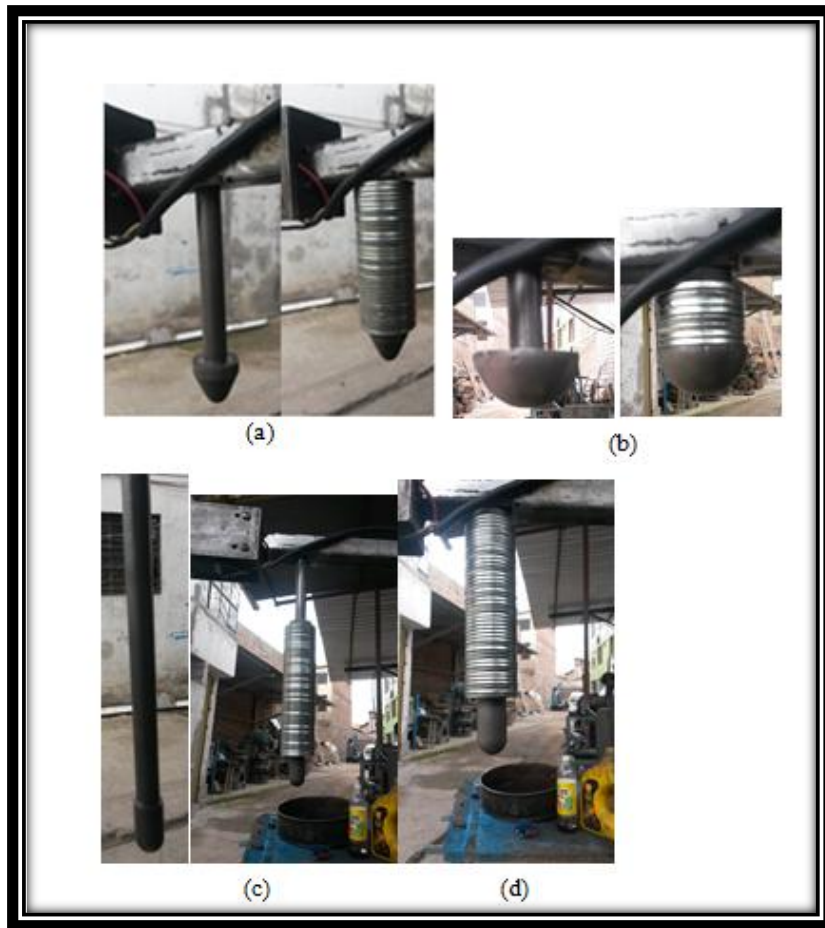




Figura 16.2: Montaje de Dardos y su masa

Tomar en cuenta el seguro de bloqueo para el montaje de la masa mostrado en el Anexo 12 en todo momento cuando no se varía la altura. Peso por cada rodela es de 17.64 gramos.

Anexo 17: Formato para Ensayo

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERIA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA		
PRUEBA DE RESISTENCIA DE IMPACTO			
Objetivo: Realizar las pruebas mecánicas de ensayo de impacto por el método de caída libre de un dardo en la máquina de ensayos de impacto.		Alcance: Analizar y calcular la energía de impacto necesaria para preveer un fallo en materiales plásticos rígidos bajo la norma técnica de la ASTM D-5628	
D E P A R T A M E N T O D E I N V E S T I G A C I Ó N	DATOS DEL INVESTIGADOR		
	Nombres y Apellidos:		
	Nivel o Semestre:		
	Teléfono:		Fecha:
	DATOS DE PROBETAS		
	Materiales:		
	Dimensiones:		
	Acabado Superficial:		
	<div style="border: 1px solid black; width: 150px; height: 100px; margin: 0 auto;"></div> Fotografía 1		<div style="border: 1px solid black; width: 150px; height: 100px; margin: 0 auto;"></div> Fotografía 2
	Codificación de Probetas:		
	Número de Especímenes:		
	DATOS DE EQUIPO DE ENSAYO		
	Dardo:		
	Método:		
	Mordazas:		
	Nivelación:		
	OBSERVACIONES		
ELABORADO			APROBADO
REVISADO			VALIDADO

Anexo 18: Gráfico de Registro de Datos

(Información no Obligatoria)

XI. CÁLCULOS DE MUESTRA

Total Dart Mass, kg	Outcome of Test (X = failure; O = non-failure)																				n_x	n_o	i	n_i	in_1	ρn_1
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20						
9.00						X															1	0	2	1	2	4
8.00					O		X		X				X		X						4	1	1	4	4	4
7.00		X		O				O		X		O		O		X		X		O	4	5	0	4	0	0
6.00	O		O								O						O		O		0	5				
Totals																					9 (N_x)	11 (N_o)		9 (N)	6 (A)	8 (B)

$w_o = 7.00; N = N_x = 9; d = 1.00$
 $w = w_o + d(A/N - 0.5)$
 $= 7.00 + 1.00(6/9 - 0.5)$
 $= 7.17 \text{ kg}$
 $s = 1.620 \sigma [((NB - A^2)/9^2) + 0.029]$
 $= 1.620 (1.00) [((9.8 - 6^2)/9^2) + 0.029]$
 $= 0.77 \text{ kg}$
 $s/d = 0.77/1.00 = 0.77; G = 1.035 \text{ (from Table X1.1)}$
 $s_w = Gs/\sqrt{N} = 1.035 (0.77)/\sqrt{9} = 0.27 \text{ kg}$

TABLA X1.1 Valores de G para Obtener la Desviación Estándar Estimada del Fallo

s/d	0.00	0.01	0.02	0.03	0.04	0.05	0.06	0.07	0.08	0.09
0.40						1.18	1.175	1.17	1.16	1.155
0.50	1.15	1.145	1.14	1.135	1.13	1.125	1.12	1.11	1.105	1.10
0.60	1.095	1.09	1.085	1.08	1.075	1.07	1.065	1.06	1.055	1.05
0.70	1.055	1.05	1.045	1.04	1.035	1.03	1.025	1.02	1.015	1.01
0.80	1.03	1.025	1.02	1.015	1.01	1.005	1.00	0.995	0.99	0.985
0.90	1.01	1.005	1.00	0.995	0.99	0.985	0.98	0.975	0.97	0.965
1.00	0.995	0.99	0.985	0.98	0.975	0.97	0.965	0.96	0.955	0.95
1.10	0.98	0.975	0.97	0.965	0.96	0.955	0.95	0.945	0.94	0.935
1.20	0.97	0.965	0.96	0.955	0.95	0.945	0.94	0.935	0.93	0.925
1.30	0.965	0.96	0.955	0.95	0.945	0.94	0.935	0.93	0.925	0.92
1.40	0.96	0.955	0.95	0.945	0.94	0.935	0.93	0.925	0.92	0.915
1.50	0.955	0.95	0.945	0.94	0.935	0.93	0.925	0.92	0.915	0.91
1.60	0.95	0.945	0.94	0.935	0.93	0.925	0.92	0.915	0.91	0.905
1.70	0.945	0.94	0.935	0.93	0.925	0.92	0.915	0.91	0.905	0.90
1.80	0.94	0.935	0.93	0.925	0.92	0.915	0.91	0.905	0.90	0.895
1.90	0.935	0.93	0.925	0.92	0.915	0.91	0.905	0.90	0.895	0.89
2.00	0.935	0.93	0.925	0.92	0.915	0.91	0.905	0.90	0.895	0.89

Anexo 19: Tabla de Valores de “t” Student

TABLA DE VALORES DE “t” DE STUDENT Y PROBABILIDADES “P”
ASOCIADA EN FUNCIÓN DE LOS GRADOS DE LIBERTAD “gl”

gl	P (de una cola)									
	0.4	0.25	0.1	0.05	0.025	0.01	0.005	0.0025	0.001	0.0005
2	0.289	0.816	1.886	2.920	4.303	6.965	9.925	14.089	22.326	31.596
3	0.277	0.765	1.638	2.353	3.182	4.541	5.841	7.453	10.215	12.924
4	0.271	0.741	1.533	2.132	2.776	3.747	4.604	5.598	7.173	8.610
5	0.267	0.727	1.476	2.015	2.571	3.365	4.032	4.773	5.893	6.869
6	0.265	0.718	1.440	1.943	2.447	3.143	3.707	4.317	5.208	5.959
7	0.263	0.711	1.415	1.895	2.365	2.998	3.499	4.029	4.785	5.408
8	0.262	0.706	1.397	1.860	2.306	2.896	3.355	3.833	4.501	5.041
9	0.261	0.703	1.383	1.833	2.262	2.821	3.250	3.690	4.297	4.781
10	0.260	0.700	1.372	1.812	2.228	2.764	3.169	3.581	4.144	4.587
11	0.260	0.697	1.363	1.796	2.201	2.718	3.106	3.497	4.025	4.437
12	0.259	0.695	1.356	1.782	2.179	2.681	3.055	3.428	3.930	4.318
13	0.259	0.694	1.350	1.771	2.160	2.650	3.012	3.372	3.852	4.221
14	0.258	0.692	1.345	1.761	2.145	2.624	2.977	3.326	3.787	4.140
15	0.258	0.691	1.341	1.753	2.131	2.602	2.947	3.286	3.733	4.073
16	0.258	0.690	1.337	1.746	2.120	2.583	2.921	3.252	3.686	4.015
17	0.257	0.689	1.333	1.740	2.110	2.567	2.898	3.222	3.646	3.965
18	0.257	0.688	1.330	1.734	2.101	2.552	2.878	3.197	3.610	3.922
19	0.257	0.688	1.328	1.729	2.093	2.539	2.861	3.174	3.579	3.883
20	0.257	0.687	1.325	1.725	2.086	2.528	2.845	3.153	3.552	3.850
21	0.257	0.686	1.323	1.721	2.080	2.518	2.831	3.135	3.527	3.819
22	0.256	0.686	1.321	1.717	2.074	2.508	2.819	3.119	3.505	3.792
23	0.256	0.685	1.319	1.714	2.069	2.500	2.807	3.104	3.485	3.768
24	0.256	0.685	1.318	1.711	2.064	2.492	2.797	3.091	3.467	3.745
25	0.256	0.684	1.316	1.708	2.060	2.485	2.787	3.078	3.450	3.725
26	0.256	0.684	1.315	1.706	2.056	2.479	2.779	3.067	3.435	3.706
27	0.256	0.684	1.314	1.703	2.052	2.473	2.771	3.057	3.421	3.690
28	0.256	0.683	1.313	1.701	2.048	2.467	2.763	3.047	3.408	3.674
29	0.256	0.683	1.311	1.699	2.045	2.462	2.756	3.038	3.396	3.659
30	0.256	0.683	1.310	1.697	2.042	2.457	2.750	3.030	3.385	3.646
40	0.255	0.681	1.303	1.684	2.021	2.423	2.704	2.971	3.307	3.551
60	0.254	0.679	1.296	1.671	2.000	2.390	2.660	2.915	3.232	3.460
120	0.254	0.677	1.289	1.658	1.980	2.358	2.617	2.860	3.160	3.373
Infinito	0.253	0.674	1.282	1.645	1.960	2.326	2.576	2.807	3.090	3.291

Anexo 20: ASTM D-3039-00



Desig

Anexo 6: D 3039 – D 3039M – 00

Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials¹

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 reapproval. A superscript epsilon (ϵ) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

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

e¹ 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 Displacement²
- D 883 Terminology Relating to Plastics²
- D 2584 Test Method for Ignition Loss of Cured Reinforced Resins³
- D 2734 Test Method for Void Content of Reinforced Plastics³
- D 3171 Test Methods for Constituent Content of Composites Materials⁴
- D 3878 Terminology for Composite Materials⁴
- D 5229/D 5229M Test Method for Moisture Absorption

Properties and Equilibrium Conditioning of Polymer Matrix Composite Materials⁴

E 4 Practices for Force Verification of Testing Machines⁵

E 6 Terminology Relating to Methods of Mechanical Testing⁵

E 83 Practice for Verification and Classification of Extensometers⁵

E 111 Test Method for Young's Modulus, Tangent Modulus, and Chord Modulus⁵

E 122 Practice for Choice of Sample Size to Estimate a Measure of Quality for a Lot or Process⁶

E 132 Test Method for Poisson's Ratio at Room Temperature⁵

E 177 Practice for Use of the Terms Precision and Bias in ASTM Test Methods⁶

E 251 Test Methods for Performance Characteristics of Metallic Bonded Resistance Strain Gages⁵

E 456 Terminology Relating to Quality and Statistics⁶

E 691 Practice for Conducting an Interlaboratory Study to Determine the Precision of a Test Method⁶

E 1012 Practice for Verification of Specimen Alignment Under Tensile Loading⁵

E 1237 Guide for Installing Bonded Resistance Strain Gages⁵

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

¹ This test method is under the jurisdiction of ASTM Committee D30 on Composite Materials and is the direct responsibility of Subcommittee D30.04 on Lamina and Laminate Test Methods.

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

² Annual Book of ASTM Standards, Vol 08.01.

³ Annual Book of ASTM Standards, Vol 08.02.

⁴ Annual Book of ASTM Standards, Vol 15.03.

⁵ Annual Book of ASTM Standards, Vol 03.01.

⁶ Annual Book of ASTM Standards, Vol 14.02.

dimensions, shown within square brackets: $[M]$ for mass, $[L]$ for length, $[T]$ for time, $[Q]$ 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, $e^{transition}$ $[nd]$, 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^W —ultimate tensile strength in the test direction.

3.3.7 F^{SW} —ultimate shear strength in the test direction.

3.3.8 h —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 d —extensional displacement.

3.3.20 e —general symbol for strain, whether normal strain or shear strain.

3.3.21 e —indicated normal strain from strain transducer or extensometer.

3.3.22 s —normal stress.

3.3.23 ν —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° 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 $62.5 \mu\text{m}$ [60.0001 in.] is adequate for thickness measurement, while an instrument with an accuracy of $625 \mu\text{m}$ [60.001 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 61 % 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 [$25 \text{ serrations/in.}$], have been found satisfactory for use in wedge-action grips when kept clean and sharp; coarse serrations may produce grip-induced failures in untabbed coupons. Smooth gripping surfaces have been used successfully with either hydraulic grips or an emery cloth interface, or both.

7.2.5 System Alignment—Poor system alignment can be a major contributor to premature failure, to elastic property data scatter, or both. Practice E 1012 describes bending evaluation guidelines and describes potential sources of misalignment during tensile testing. In addition to Practice E 1012, the degree of bending in a tensile system can also be evaluated using the following related procedure. Specimen bending is considered separately in 11.6.1.

7.2.5.1 A rectangular alignment coupon, preferably similar in size and stiffness to the test specimen of interest, is instrumented with a minimum of three longitudinal strain gages of similar type, two on the front face across the width and one on the back face of the specimen, as shown in Fig. 1. Any difference in indicated strain between these gages during loading provides a measure of the amount of bending in the thickness plane (B_1) and width plane (B_2) 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

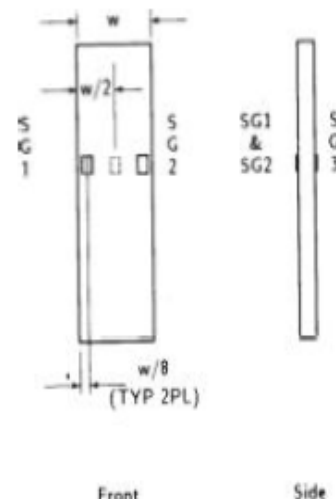


FIG. 1 Gage Locations for System Alignment Check Coupon

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.

$$B_y = \frac{2 \epsilon_3}{\epsilon_{ave}} \times 100 \quad (1)$$

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

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, %;

$\epsilon_1, \epsilon_2,$ and ϵ_3 = indicated longitudinal strains displayed by Gages 1, 2, and 3, respectively, of Fig. 1, $\mu\epsilon$; and

$$\epsilon_{ave} = (\epsilon_1 + \epsilon_2)/2 + \epsilon_3/2.$$

The total bending component is:

$$B_{total} = \sqrt{B_y^2 + B_z^2} \quad (3)$$

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.].⁷ 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.⁸

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 Ω or higher are preferred. Additional consideration should be given to the use of the minimum possible gage excitation voltage consistent with the desired accuracy (1 to 2 V is recommended) to reduce further the power consumed by the gage. Heating of the coupon by the gage may affect the performance of the material directly, or it may affect the indicated strain as a result of a difference between the gage temperature compensation factor and the coefficient of thermal expansion of the coupon material.

7.3.1.3 Consideration of some form of temperature compensation is recommended, even when testing at standard laboratory atmosphere. Temperature compensation is required when testing in nonambient temperature environments.

7.3.1.4 Consideration should be given to the transverse sensitivity of the selected strain gage. The strain gage manufacturer should be consulted for recommendations on transverse sensitivity corrections and effects on composites. This is particularly important for a transversely mounted gage used to determine Poisson's ratio, as discussed in Note 11.

7.3.2 Extensometers—For most purposes, the extensometer gage length should be in the range of 10 to 50 mm [0.5 to 2.0 in.]. Extensometers shall satisfy, at a minimum, Practice E 83, Class B-1 requirements for the strain range of interest and shall be calibrated over that strain range in accordance with Practice E 83. For extremely stiff materials, or for measurement of transverse strains, the fixed error allowed by Class B-1 extensometers may be significant, in which case Class A extensometers should be considered. The extensometer shall be essentially free of inertia lag at the specified speed of testing, and the weight of the extensometer should not induce bending strains greater than those allowed in 6.3.

NOTE 3—It is generally less difficult to perform strain calibration on extensometers of longer gage length as less precision in displacement is required of the extensometer calibration device.

7.4 Conditioning Chamber—When conditioning materials at nonlaboratory environments, a temperature/vapor-level-controlled environmental conditioning chamber is required that shall be capable of maintaining the required temperature to within 63°C [65°F] and the required relative vapor level to within 63 %. Chamber conditions shall be monitored either on an automated continuous basis or on a manual basis at regular intervals.

7.5 Environmental Test Chamber—An environmental test chamber is required for test environments other than ambient testing laboratory conditions. This chamber shall be capable of maintaining the gage section of the test specimen at the required test environment during the mechanical test.

⁷ A typical gage would have a 0.25-in. active gage length, 350- Ω resistance, a strain rating of 3 % or better, and the appropriate environmental resistance and thermal coefficient.

⁸ Tuttle, M. E. and Brinson, H. F., "Resistance-Foil Strain-Gage Technology as Applied to Composite Materials," *Experimental Mechanics*, Vol 24, No. 1, March 1984; pp. 54-65; errata noted in Vol 26, No. 2, June 1986, pp. 153-154.

8. Sampling and Test Specimens

8.1 *Sampling*—Test at least five specimens per test condition unless valid results can be gained through the use of fewer specimens, such as in the case of a designed experiment. For statistically significant data, the procedures outlined in Practice E 122 should be consulted. Report the method of sampling.

NOTE 4—If specimens are to undergo environmental conditioning to equilibrium, and are of such type or geometry that the weight change of the material cannot be properly measured by weighing the specimen itself (such as a tabbed mechanical coupon), then use another traveler coupon of the same nominal thickness and appropriate size (but without tabs) to determine when equilibrium has been reached for the specimens being conditioned.

8.2 *Geometry*—Design of mechanical test coupons, especially those using end tabs, remains to a large extent an art rather than a science, with no industry consensus on how to approach the engineering of the gripping interface. Each major composite testing laboratory has developed gripping methods for the specific material systems and environments commonly encountered within that laboratory. Comparison of these methods shows them to differ widely, making it extremely difficult to recommend a universally useful approach or set of approaches. Because of this difficulty, definition of the geometry of the test coupon is broken down into the following three levels, which are discussed further in each appropriate section:

Purpose	Degree of Geometry Definition
8.2.1 General Requirements	Mandatory Shape and Tolerances
8.2.2 Specific Recommendations	Nonmandatory Suggested Dimensions
8.2.3 Detailed Examples	Nonmandatory Typical Practices

8.2.1 General Requirements:

8.2.1.1 *Shape, Dimensions, and Tolerances*—The complete list of requirements for specimen shape, dimensions, and tolerances is shown in Table 1.

8.2.1.2 *Use of Tabs*—Tabs are not required. The key factor in the selection of specimen tolerances and gripping methods is the successful introduction of load into the specimen and the prevention of premature failure as a result of a significant discontinuity. Therefore, determine the need to use tabs, and specification of the major tab design parameters, by the end

TABLE 1 Tensile Specimen Geometry Requirements

Parameter	Requirement
Coupon Requirements:	
shape	constant rectangular cross-section
minimum length	gripping + 2 times width + gage length
specimen width	as needed ^a
specimen width tolerance	±1 % of width
specimen thickness	as needed
specimen thickness tolerance	±4 % of thickness
specimen flatness	flat with light finger pressure
Tab Requirements (if used):	
tab material	as needed fiber
orientation (composite tabs)	as needed tab
thickness	as needed
tab thickness variation between tabs	±1 % tab thickness
tab bevel angle	5 to 90°, inclusive
tab step at bevel to specimen	feathered without damaging specimen

^a See 8.2.2 or Table 2 for recommendations.

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 2 Tensile Specimen Geometry Recommendations^A

Fiber Orientation	Width, mm [in.]	Overall Length, mm [in.]	Thickness, mm [in.]	Tab Length, mm [in.]	Tab Thickness, mm [in.]	Tab Bevel Angle, °
0° unidirectional	15 [0.5]	250 [10.0]	1.0 [0.040]	56 [2.25]	1.5 [0.062]	7 or 90
90° unidirectional	25 [1.0]	175 [7.0]	2.0 [0.080]	25 [1.0]	1.5 [0.062]	90
balanced and symmetric	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—
random-discontinuous	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—

^A Dimensions in this table and the tolerances of Fig. 2 or Fig. 3 are recommendations only and may be varied so long as the requirements of Table 1 are met.

must be able to withstand significant compressive loads. Some types of emery cloth have been found ineffective in this application because of disintegration of the abrasive.⁹

8.2.2.5 Tab Material—The most consistently used bonded tab material has been continuous E-glass fiber-reinforced polymer matrix materials (woven or unwoven) in a [0/90]_ns laminate configuration. The tab material is commonly applied at 45° to the loading direction to provide a soft interface. Other configurations that have reportedly been successfully used have incorporated steel tabs or tabs made of the same material as is being tested.

8.2.2.6 Bonded Tab Length—When using bonded tabs, estimate the minimum suggested tab length for bonded tabs by the following simple equation. As this equation does not account for the peaking stresses that are known to exist at the ends of bonded joints. The tab length calculated by this equation should normally be increased by some factor to reduce the chances of joint failure:

$$L_{\min} \geq F^u h / 2F^m \quad (4)$$

where:

- L_{\min} = minimum required bonded tab length, mm [in.];
- F^u = 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.

⁹ E-Z Flex Metalite K224 cloth, Grit 120-J, available from Norton Company, Troy, NY 12181, has been found satisfactory in this application. Other equivalent types of emery cloth should also be suitable.

- DRAWING NOTES**
- INTERPRET DRAWING IN ACCORDANCE WITH ANSI Y14.5M-1987, SUBJECT TO THE FOLLOWING:
 - ALL DIMENSIONS IN MILLIMETRES WITH DECIMAL TOLERANCES AS FOLLOWS:
NO DECIMAL: ± 0.25
ONE DECIMAL: ± 0.13
TWO DECIMALS: ± 0.05
 - ALL ANGLES HAVE TOLERANCE OF $\pm 3^\circ$
 - PLY ORIENTATION DIRECTION TOLERANCE RELATIVE TO \perp (WITHIN $\pm 3^\circ$)
 - FINISH ON MACHINED EDGES NOT TO EXCEED ± 0.25 (SYMBOLS IN ACCORDANCE WITH ASA B46.1, WITH ROUGHNESS HEIGHT IN MICROMETRES)
 - 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 \perp ; GAGGE LENGTH; GAGGE LENGTH; COUPON THICKNESS; TAB MATERIAL; TAB THICKNESS; TAB LENGTH; TAB SEVER ANGLE; TAB ADHESIVE.
 - NO ADHESIVE BONDING ALLOWED IN THIS AREA.

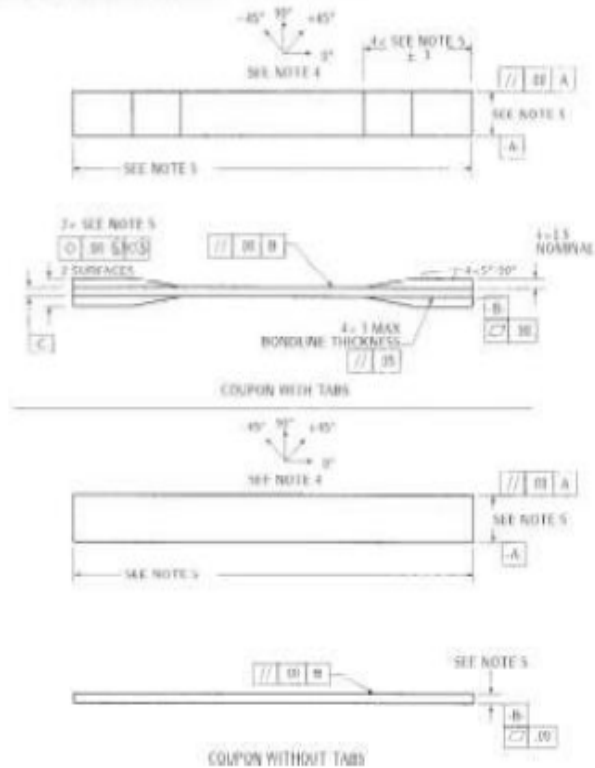


FIG. 2 Tension Test Specimen Drawing (SI)

11.2.2 If specific gravity, density, reinforcement volume, or void volume are to be reported, then obtain these samples from the same panels being tension tested. Specific gravity and density may be evaluated by means of Test Methods D 792. Volume percent of the constituents may be evaluated by one of the matrix digestion procedures of Test Method D 3171, or, for certain reinforcement materials such as glass and ceramics, by the matrix burn-off technique of Test Method D 2584. The void content equations of Test Methods D 2734 are applicable to both Test Method D 2584 and the matrix digestion procedures.

11.2.3 Following final specimen machining and any conditioning, but before the tension testing, determine the specimen area as $A = w \cdot 3 h$, 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 mm^2 (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 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

DRAWING NOTES

1. INTERPRET DRAWING IN ACCORDANCE WITH ANSI Y14.5M-1982, SUBJECT TO THE FOLLOWING:
2. ALL DIMENSIONS IN INCHES WITH DECIMAL TOLERANCES AS FOLLOWS:

.X	.XX	.XXX
±.1	±.01	±.01
3. ALL ANGLES HAVE TOLERANCE OF ± 5°.
4. PLY ORIENTATION DIRECTION TOLERANCE RELATIVE TO [A] WITHIN ± 5°.
5. FINISH ON MACHINED EDGES NOT TO EXCEED $4\sqrt{R}$ (SYMBOLOLOGY IN ACCORDANCE WITH ASA B46.1, WITH ROUGHNESS HEIGHT IN MICRINCHES).
5. VALUES TO BE PROVIDED FOR THE FOLLOWING, SUBJECT TO ANY RANGES SHOWN ON THE FIELD OF DRAWING: MATERIAL, LAY-UP, PLY ORIENTATION REFERENCE RELATIVE TO [A], OVERALL LENGTH, GAGE LENGTH, COUPON THICKNESS, TAB MATERIAL, TAB THICKNESS, TAB LENGTH, TAB BEVEL ANGLE, TAB ADHESIVE.
6. NO ADHESIVE BUILDUP ALLOWED IN THIS AREA.

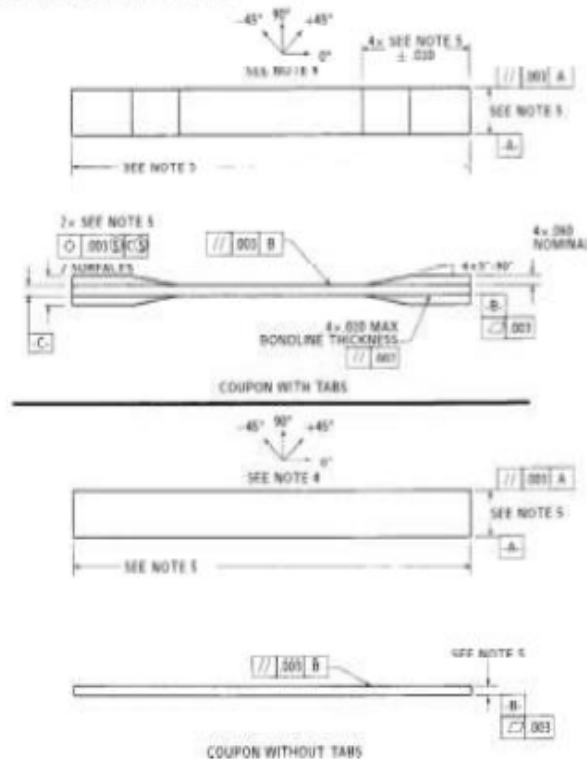


FIG. 3 Tension Test Specimen Drawing (inch-pound)

elevated temperature testing of a moist specimen place unrealistic requirements on the capabilities of common testing machine environmental chambers. In such cases, the mechanical test environment may need to be modified, for example, by testing at elevated temperature with no fluid exposure control, but with a specified limit on time to failure from withdrawal from the conditioning chamber. Modifications to the test environment shall be recorded.

11.4.1 Store the specimen in the conditioned environment until test time, if the testing area environment is different than the conditioning environment.

11.5 *Specimen Insertion*—Place the specimen in the grips of the testing machine, taking care to align the long axis of the gripped specimen with the test direction. Tighten the grips, recording the pressure used on pressure controllable (hydraulic or pneumatic) grips.

NOTE 7—The ends of the grip jaws on wedge-type grips should be even with each other following insertion to avoid inducing a bending moment that results in premature failure of the specimen at the grip. When using

untabbed specimens, a folded strip of medium grade (80 to 150 grit) emery cloth between the specimen faces and the grip jaws (grit-side toward specimen) provides a nonslip grip on the specimen without jaw serration damage to the surface of the specimen. When using tabbed specimens, insert the coupon so that the grip jaws extend approximately 10 to 15 mm [0.5 in.] past the beginning of the tapered portion of the tab. Coupons having tabs that extend beyond the grips are prone to failure at the tab ends because of excessive interlaminar stresses.

11.6 *Transducer Installation*—If strain response is to be determined attach the strain-indication transducer(s) to the specimen, symmetrically about the mid-span, mid-width location. Attach the strain-recording instrumentation to the transducers on the specimen.

11.6.1 When determining modulus of elasticity, it is recommended that at least one specimen per like sample be evaluated with back-to-back axial transducers to evaluate the percent bending, using Eq 5, at the average axial strain checkpoint value (the mid range of the appropriate chord modulus strain range) shown in Table 3. A single transducer can be used if the

TABLE 3 Specimen Alignment and Chord Modulus Calculation Strain Ranges

Tensile Chord Modulus Calculation		Longitudinal Strain
Longitudinal Strain Range		Checkpoint for Bending
Start Point	End Point	
$\mu\epsilon^a$	$\mu\epsilon$	$\mu\epsilon$
1000 ^b	3000	2000

^a 1000 $\mu\epsilon$ = 0.001 absolute strain.

^b This strain range is to be contained in the lower half of the stress/strain curve. For materials that fail below 6000 $\mu\epsilon$, a strain range of 25 to 50 % of ultimate is recommended.

percent bending is no more than 3 %. When bending is greater than 3 % averaged strains from back-to-back transducers of like kind are recommended.

$$\beta \leq \frac{|e_f - e_b|}{|e_f + e_b|} \quad (5)$$

where:

e_f = indicated strain from front transducer, $\mu\epsilon$;
 e_b = indicated strain from back transducer, $\mu\epsilon$; and
 B_y = percent bending in specimen.

11.7 *Loading*—Apply the load to the specimen at the specified rate until failure, while recording data.

11.8 *Data Recording*—Record load versus strain (or transducer displacement) continuously or at frequent regular intervals. If a transition region or initial ply failures are noted, record the load, strain, and mode of damage at such points. If the specimen is to be failed, record the maximum load, the failure load, and the strain (or transducer displacement) at, or as near as possible to, the moment of rupture.

NOTE 8—Other valuable data that can be useful in understanding testing anomalies and gripping or specimen slipping problems includes load versus head displacement data and load versus time data.

11.9 *Failure Mode*—Record the mode and location of failure of the specimen. Choose, if possible, a standard description using the three-part failure mode code that is shown in Fig. 4.

11.10 *Grip/Tab Failures*—Reexamine the means of load introduction into the material if a significant fraction of failures in a sample population occur within one specimen width of the tab or grip. Factors considered should include the tab alignment, tab material, tab angle, tab adhesive, grip type, grip pressure, and grip alignment.

12. Calculation

12.1 *Tensile Stress/Tensile Strength*—Calculate the ultimate tensile strength using Eq 6 and report the results to three significant figures. If the tensile modulus is to be calculated, determine the tensile stress at each required data point using Eq 7.

$$f^m \leq P^{max}/A \quad (6)$$

$$s_i \leq P_i/A \quad (7)$$

where:

f^m = ultimate tensile strength, MPa [psi];
 P^{max} = maximum load before failure, N [lbf];
 s_i = tensile stress at i th data point, MPa [psi];
 P_i = load at i th data point, N [lbf]; and
 A = average cross-sectional area from 11.2.3, mm^2 [$in.^2$].

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.

$$e_i \leq d_i/L_g \quad (8)$$

where:

e_i = tensile strain at i th data point, $\mu\epsilon$;
 d_i = extensometer displacement at i th data point, mm [in.]; and
 L_g = extensometer gage length, mm [in.].

12.3 Tensile Modulus of Elasticity

NOTE 9—To minimize potential effects of bending it is recommended that the strain data used for modulus of elasticity determination be the average of the indicated strains from each side of the specimen, as discussed in 7.3 and 11.6.

12.3.1 *Tensile Chord Modulus of Elasticity*—Select the appropriate chord modulus strain range from Table 3. Calculate the tensile chord modulus of elasticity from the stress-strain data using Eq 9. If data is not available at the exact strain range end points (as often occurs with digital data), use the closest available data point. Report the tensile chord modulus of elasticity to three significant figures. Also report the strain range used in the calculation. A graphical example of chord modulus is shown in Fig. 5.

12.3.1.1 The tabulated strain ranges should only be used for materials that do not exhibit a transition region (a significant change in the slope of the stress-strain curve) within the given strain range. If a transition region occurs within the recommended strain range, then a more suitable strain range shall be used and reported.

$$E^{chord} \leq \Delta s/\Delta e \quad (9)$$

where:

E^{chord} = tensile chord modulus of elasticity, GPa [psi];
 Δs = difference in applied tensile stress between the two strain points of Table 3, MPa [psi]; and
 Δe = 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,

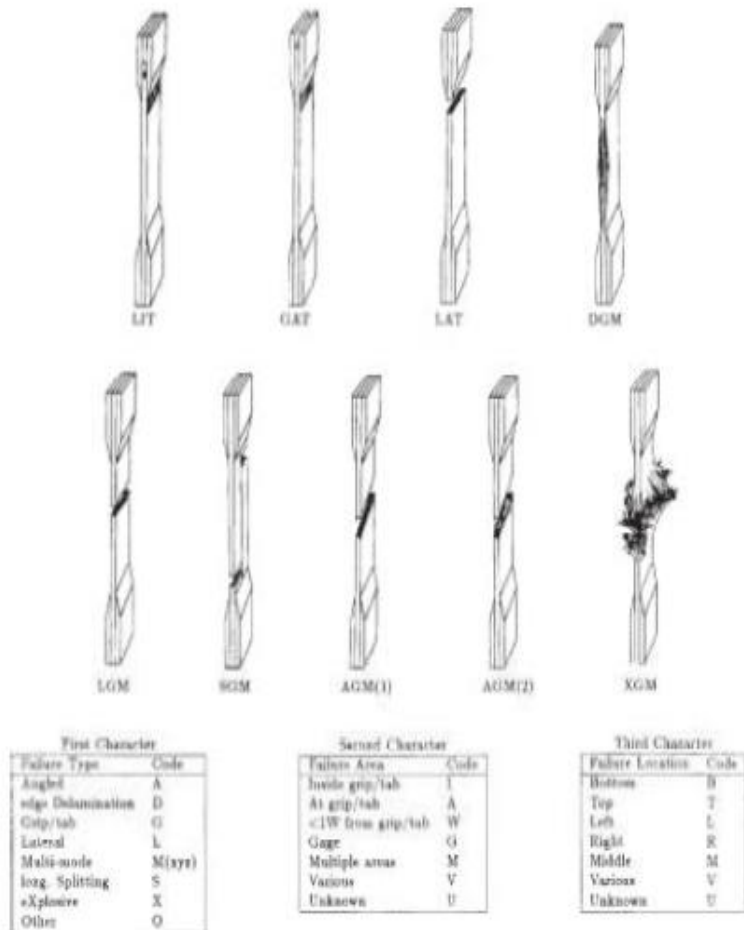


FIG. 4 Tensile Test Failure Codes/Typical Modes

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), e_t , at each of the two longitudinal strains (measured parallel to the applied load), e_l , strain range end points. If data is not available at the exact strain range end points (as often occurs with digital data), use

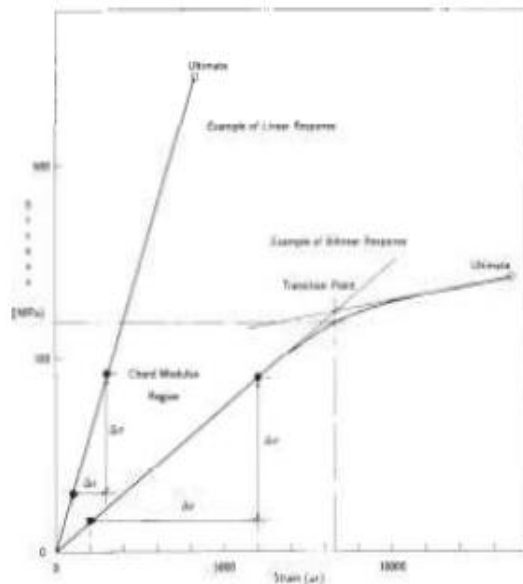


FIG. 5 Typical Tensile Stress-Strain Curves

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

$$\nu = \Delta D_e / D_e \quad (10)$$

where:

ν = Poisson's ratio;

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

D_e = 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 ranges 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:

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

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

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

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 requestor):

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 are 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.¹⁰ 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-6/3501-6 uni-tape (0)in
B	IM-6/3501-6 uni-tape (90)in
C	IM-6/3501-6 uni-tape (90/0)in
F	Glass/epoxy fabric (7781
	glass/Ciba R 7376 Epoxy)- w/arp aligned
G	Carbon/epoxy fabric (66108
	carbon/Ciba R 6376

TABLE 4 Precision Statistics

Material	\bar{x}	$s \bar{x}$	S_p	S_R	S_p/\bar{x} , %
Strength, ksi					
A	342.69	6.49	10.69	12.79	3.12
B	8.52	0.52	0.85	0.92	9.94
C	156.37	3.84	10.85	10.85	6.94
F	66.18	3.20	1.52	3.48	2.30
G	121.52	1.59	3.92	3.92	3.23
Modulus, Msi					
A	23.57	0.95	0.93	0.86	2.69
B	1.30	0.05	0.04	0.06	3.12
C	12.38	0.29	0.37	0.44	2.96
F	3.95	0.08	0.04	0.09	1.01
G	9.47	0.16	0.12	0.20	1.29
Failure Strain, %					
0.07 A	1.38	0.06		0.08	4.86
0.08 B	0.68	0.04		0.09	12.47
0.06 C	1.22	0.03		0.06	5.25
F	2.04	0.15	0.07	0.16	3.19
G	1.27	0.03	0.05	0.05	3.83

14.1.8 The averages of the coefficients of variation are in Table 5. The values of S_p/\bar{X} and S_R/\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.

¹⁰ International Harmonization of Composite Materials—Phase 1: Harmonization of ASTM D 3039/D 3039M and ISO 527-5, Final Report, ASTM Institute for Standards Research, April 1997.

TABLE 5 Averages of the Coefficients of Variation

Parameter	Average of S_p/X , %	Average of S_g/X , %
Strength	5.11	6.00
Modulus	2.22	3.22
Failure strain	5.94	7.32

rial and specimen preparation techniques, test conditions, and measurements of the tension test parameters.

14.2 *Bias*—Bias cannot be determined for this test method

14.1.9 The consistency of agreement for repeated tests of the same material is dependent on lay-up configuration, material, and specimen preparation techniques, test conditions, and measurements of the tension test parameters. as no acceptable reference standard exists.

15. Keywords

15.1 composite materials; modulus of elasticity; Poisson's ratio; tensile properties; tensile strength

ASTM International takes no position respecting the validity of any patent rights asserted in connection with any item mentioned in this standard. Users of this standard are expressly advised that determination of the validity of any such patent rights, and the risk of infringement of such rights, are entirely their own responsibility.

This standard is subject to revision at any time by the responsible technical committee and must be reviewed every five years and if not revised, either reapproved or withdrawn. Your comments are invited either for revision of this standard or for additional standards and should be addressed to ASTM International Headquarters. Your comments will receive careful consideration at a meeting of the responsible technical committee, which you may attend. If you feel that your comments have not received a fair hearing you should make your views known to the ASTM Committee on Standards, at the address shown below.

This standard is copyrighted by ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959, United States. Individual reprints (single or multiple copies) of this standard may be obtained by contacting ASTM at the above address or at 610-832-9585 (phone), 610-832-9550 (fax), or service@astm.org (e-mail), or through the ASTM website (www.astm.org).

Anexo 21: ASTM D-7264



Anexo 7: D 7264D 7264M – 07

Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials¹

This standard is issued under the fixed designation D 7264/D 7264M; the number immediately following the designation indicates the year of original adoption or, in the case of revision, the year of last revision. A number in parentheses indicates the year of last reapproval. A superscript epsilon (ϵ) indicates an editorial change since the last revision or reapproval.

1. Scope

1.1 This test method determines the flexural stiffness and strength properties of polymer matrix composites.

1.1.1 *Procedure A*—A three-point loading system utilizing center loading on a simply supported beam.

1.1.2 *Procedure B*—A four-point loading system utilizing two load points equally spaced from their adjacent support points, with a distance between load points of one-half of the support span.

NOTE 1—Unlike Test Method D 6272, which allows loading at both one-third and one-half of the support span, in order to standardize geometry and simplify calculations this standard permits loading at only one-half the support span.

1.2 For comparison purposes, tests may be conducted according to either test procedure, provided that the same procedure is used for all tests, since the two procedures generally give slightly different property values.

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

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

2. Referenced Documents

2.1 ASTM Standards:²

D 790 Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials

D 2344/D 2344M Test Method for Short-Beam Strength of

Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates

D 3878 Terminology for Composite Materials

D 5229/D 5229M Test Method for Moisture Absorption Properties and Equilibrium Conditioning of Polymer Matrix Composite Materials

D 5687/D 5687M Guide for Preparation of Flat Composite Panels with Processing Guidelines for Specimen Preparation

D 6272 Test Method for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials by Four-Point Bending

D 6856 Guide for Testing Fabric-Reinforced “Textile” Composite Materials

E 4 Practices for Force Verification of Testing Machines

E 6 Terminology Relating to Methods of Mechanical Testing

E 18 Test Methods for Rockwell Hardness and Rockwell Superficial Hardness of Metallic Materials

E 122 Practice for Calculating Sample Size to Estimate, With a Specified Tolerable Error, the Average for a Characteristic of a Lot or Process

E 177 Practice for Use of the Terms Precision and Bias in ASTM Test Methods

E 456 Terminology Relating to Quality and Statistics

E 1309 Guide for Identification of Fiber-Reinforced Polymer-Matrix Composite Materials in Databases

E 1434 Guide for Recording Mechanical Test Data of Fiber-Reinforced Composite Materials in Databases

2.2 Other Documents:

ANSI Y14.5-1999 Dimensioning and Tolerancing—Includes Inch and Metric³

ANSI B46.1-1995 Surface Texture (Surface Roughness, Waviness and Lay)³

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.

¹ This test method is under the jurisdiction of ASTM Committee D30 on Composite Materials and is the direct responsibility of Subcommittee D30.04 on Lamina and 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.

² 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.

³ Available from American National Standards Institute (ANSI), 25 W. 43rd St., 4th Floor, New York, NY 10036, <http://www.ansi.org>.

3.2 Definitions of Terms Specific to This Standard:

3.2.1 *flexural strength, n* —the maximum stress at the outer surface of a flexure test specimen corresponding to the peak applied force prior to flexural failure.

3.2.2 *flexural modulus, n* —the ratio of stress range to corresponding strain range for a test specimen loaded in flexure.

3.3 Symbols:

b = specimen width

CV = sample coefficient of variation, in percent

chord

E_f = flexural chord modulus of elasticity

E_{secant} = flexural secant modulus of elasticity

h = specimen thickness

L = support span

m = slope of the secant of the load-deflection curve

n = number of specimens

P = applied force

s_{n-1} = sample standard deviation

x_j = measured or derived property

\bar{x} = sample mean

d = mid-span deflection of the specimen

e = strain at the outer surface at mid-span of the specimen

s = stress at the outer surface at mid-span of the specimen

4. Summary of Test Method

4.1 A bar of rectangular cross section, supported as a beam, is deflected at a constant rate as follows:

4.1.1 *Procedure A*—The bar rests on two supports and is loaded by means of a loading nose midway between the supports (see Fig. 1).

4.1.2 *Procedure B*—The bar rests on two supports and is loaded at two points (by means of two loading noses), each an equal distance from the adjacent support point. The distance between the loading noses (that is, the load span) is one-half of the support span (see Fig. 2).

4.2 Force applied to the specimen and resulting specimen deflection at the center of span are measured and recorded until the failure occurs on either one of the outer surfaces, or the deformation reaches some pre-determined value.

4.3 The major difference between four-point and three-point loading configurations is the location of maximum bending moment and maximum flexural stress. With the four-point configuration the bending moment is constant between the central force application members. Consequently, the maximum flexural stress is uniform between the central force application members. In the three-point configuration, the maximum flexural stress is located directly under the center

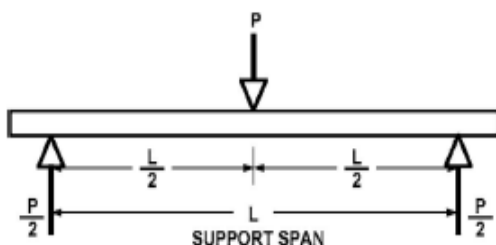


FIG. 1 Procedure A—Loading Diagram

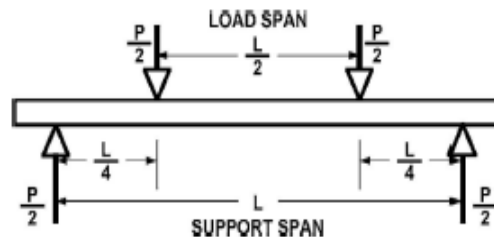


FIG. 2 Procedure B—Loading Diagram

force application member. Another difference between the three-point and four-point configurations is the presence of resultant vertical shear force in the three-point configuration everywhere in the beam except right under the mid-point force application member whereas in the four-point configuration, the area between the central force application members has no resultant vertical shear force. The distance between the outer support members is the same as in the equivalent three-point configuration.

4.4 The test geometry is chosen to limit out-of-plane shear deformations and avoid the type of short beam failure modes that are interrogated in Test Method D 2344/D 2344M.

5. Significance and Use

5.1 This test method determines the flexural properties (including strength, stiffness, and load/deflection behavior) of polymer matrix composite materials under the conditions defined. Procedure A is used for three-point loading and Procedure B is used for four-point loading. This test method was developed for optimum use with continuous-fiber-reinforced polymer matrix composites and differs in several respects from other flexure methods, including the use of a standard span-to-thickness ratio of 32:1 versus the 16:1 ratio used by Test Methods D 790 (a plastics-focused method covering three-point flexure) and D 6272 (a plastics-focused method covering four-point flexure).

5.2 This test method is intended to interrogate long-beam strength in contrast to the short-beam strength evaluated by Test Method D 2344/D 2344M.

5.3 Flexural properties determined by these procedures can be used for quality control and specification purposes, and may find design applications.

5.4 These procedures can be useful in the evaluation of multiple environmental conditions to determine which are design drivers and may require further testing.

5.5 These procedures may also be used to determine flexural properties of structures.

6. Interferences

6.1 Flexural properties may vary depending on which surface of the specimen is in compression, as no laminate is perfectly symmetric (even when full symmetry is intended); such differences will shift the neutral axis and will be further affected by even modest asymmetry in the laminate. Flexural properties may also vary with specimen thickness, conditioning and/or testing environments, and rate of straining. When evaluating several datasets these parameters should be equivalent for all data in the comparison.

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° direction. The deviations from beam theory decrease with decreasing width.

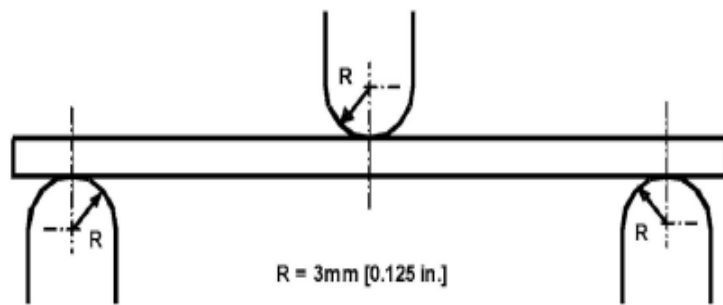
6.4 Loading noses may be fixed, rotatable or rolling. Typically, for testing composites, fixed or rotatable loading noses are used. The type of loading nose can affect results, since non-rolling paired supports on either the tension or compression side of the specimen introduce slight longitudinal forces and resisting moments on the beam, which superpose with the intended loading. The type of supports used is to be reported as described in Section 14. The loading noses should also uniformly contact the specimen across its width. Lack of

uniform contact can affect flexural properties by initiating damage by crushing and by non-uniformly loading the beam. Formulas used in this standard assume a uniform line loading at the specimen supports across the entire specimen width; deviations from this type of loading is beyond the scope of this standard.

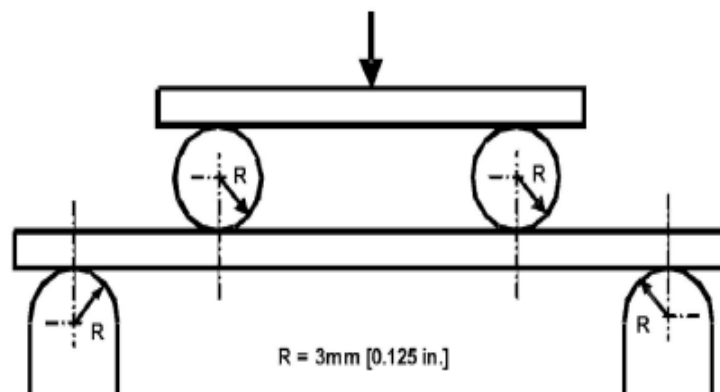
7. Apparatus

7.1 *Testing Machine*—Properly calibrated, which can be operated at a constant rate of crosshead motion, and in which the error in the force application system shall not exceed 61 % of the full scale. The force indicating mechanism shall be essentially free of inertia lag at the crosshead rate used. Inertia lag shall not exceed 1 % of the measured force. The accuracy of the testing machine shall be verified in accordance with Practices E 4.

7.2 *Loading Noses and Supports*—The loading noses and supports shall have cylindrical contact surfaces of radius 3.00 mm [0.125 in.] as shown in Fig. 3, with a hardness of 60 to 62 HRC, as specified in Test Methods E 18, and shall have finely



Three-Point Loading Configuration with Fixed Supports and Loading Nose



Four-Point Loading Configuration with Fixed Supports and Rolling Loading Noses

FIG. 3 Example Loading Nose and Supports for Procedures A (top) and B (bottom)

ground surfaces free of indentation and burrs with all sharp edges relieved. Loading noses and supports may be arranged in a fixed, rotatable or rolling arrangement. Typically, with composites, rotatable or fixed arrangements are used.

7.3 Micrometers—For width and thickness measurements the micrometers shall use a 4 to 7 mm [0.16 to 0.28 in.] nominal diameter ball-interface on an irregular surface such as the bag side of a laminate, and a flat anvil interface on machined edges or very smooth tooled surfaces. A micrometer or caliper with flat anvil faces shall be used to measure the length of the specimen. The accuracy of the instrument(s) shall be suitable for reading to within 1 % or better of the specimen dimensions. For typical section geometries, an instrument with an accuracy of 60.02 mm [60.001 in.] is desirable for thickness and width measurement, while an instrument with an accuracy of 60.1 mm [60.004 in.] is adequate for length measurement.

7.4 Deflection Measurement—Specimen deflection at the common center of the loading span shall be measured by a properly calibrated device having an accuracy of 61 % or better of the expected maximum displacement. The device shall automatically and continuously record the deflection during the test.

7.5 Conditioning Chamber—When conditioning materials at non-laboratory environments, a temperature/vapor-level controlled environmental conditioning chamber is required that shall be capable of maintaining the required temperature to within 61°C [62°F] and the required vapor level to within 63 % relative humidity, as outlined in Test Method D 5229/ D 5229M. Chamber conditions shall be monitored either on an automated continuous basis or on a manual basis at regular intervals.

7.6 Environmental Test Chamber—An environmental test chamber is required for test environments other than ambient testing laboratory conditions. This chamber shall be capable of maintaining the test specimen at the required temperature

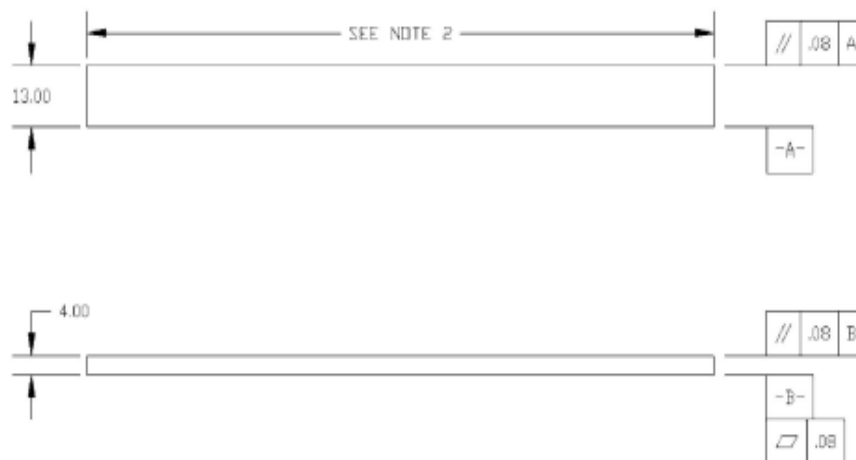
within 63°C [65°F] and the required vapor level to within 65 % relative humidity.

8. Test Specimens

8.1 Specimen Preparation—Guide D 5687/D 5687M provides recommended specimen preparation practices and should be followed when practical.

8.2 Specimen Size is chosen such that the flexural properties are determined accurately from the tests. For flexural strength, the standard support span-to-thickness ratio is chosen such that failure occurs at the outer surface of the specimens, due only to the bending moment (see Notes 2 and 3). The standard span-to-thickness ratio is 32:1, the standard specimen thickness is 4 mm [0.16 in.], and the standard specimen width is 13 mm [0.5 in.] with the specimen length being about 20 % longer than the support span. See Figs. 4 and 5 for a drawing of the standard test specimen in SI and inch-pound units, respectively. For fabric-reinforced textile composite materials, the width of the specimen shall be at least two unit cells, as defined in Guide D 6856. If the standard specimen thickness cannot be obtained in a given material system, an alternate specimen thickness shall be used while maintaining the support span-to-thickness ratio [32:1] and specimen width. Optional support span-to-thickness ratios of 16:1, 20:1, 40:1, and 60:1 may also be used provided it is so noted in the report. Also, the data obtained from a test using one support span-to-thickness ratio may not be compared with the data from another test using a different support span-to-thickness ratio.

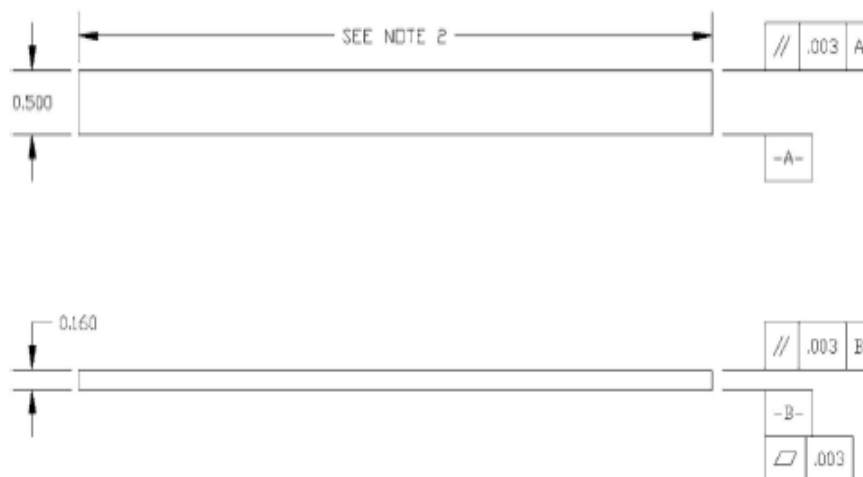
8.2.1 Shear deformations can significantly reduce the apparent modulus of highly orthotropic laminates when they are tested at low support span-to-thickness ratios. For this reason, a high support span-to-thickness ratio is recommended for flexural modulus determinations. In some cases, separate sets of specimens may have to be used for modulus and strength determination.



NOTE 1—Drawing interpretation per ANSI Y14.5-1999 and ANSI B46.1-1995.

NOTE 2—See 8.2 and 11.3 of this test standard for the required values of span and overall length.

FIG. 4 Standard Flexural Test Specimen Drawing (SI)



NOTE 1—Drawing interpretation per ANSI Y14.5-1999 and ANSI B46.1-1995.
 NOTE 2—See 8.2 and 11.3 of this test standard for the required values of span and overall length.
FIG. 5 Standard Flexural Test Specimen Drawing (Inch-Pound)

NOTE 2—A support span-to-thickness ratio of less than 32:1 may be acceptable for obtaining the desired flexural failure mode when the ratio of the lower of the compressive and tensile strength to out-of-plane shear strength is less than 8, but the support span-to-thickness ratio must be increased for composite laminates having relatively low out-of-plane shear strength and relatively high in-plane tensile or compressive strength parallel to the support span.

NOTE 3—While laminate stacking sequence is not limited by this test method, significant deviations from a lay-up of nominal balance and symmetry may induce unusual test behaviors and a shift in the neutral axis.

9. Number of Test Specimens

9.1 Test at least five specimens per test condition unless valid results can be gained through the use of fewer specimens, such as in the case of a designed experiment. For statistically significant data the procedures outlined in Practice E 122 should be consulted. Report the method of sampling.

10. Conditioning

10.1 The recommended pre-test specimen condition is effective moisture equilibrium at a specific relative humidity as established by Test Method D 5229/D5229M; however, if the test requester does not explicitly specify a pre-test conditioning environment, conditioning is not required and the test specimens may be tested as prepared.

NOTE 4—The term *moisture*, as used in Test Method D 5229/D5229M, includes not only the vapor of a liquid and its condensate, but the liquid itself in large quantities, as for immersion.

10.2 The pre-test specimen conditioning process, to include specified environmental exposure levels and resulting moisture content, shall be reported with the data.

10.3 If there is no explicit conditioning process, the conditioning process shall be reported as “unconditioned” and the moisture content as “unknown.”

11. Procedure

11.1 Condition the specimens as required. Store the specimens in the conditioned environment until test time.

11.2 Following final specimen machining and any conditioning but before testing, measure and record the specimen width and thickness at the specimen mid-section, and the specimen length, to the specified accuracy.

11.3 Measure the span accurately to the nearest 0.1 mm [0.004 in.] for spans less than 63 mm [2.5 in.] and the nearest 0.3 mm [0.012 in.] for spans greater than or equal to 63 mm [2.5 in.]. Use the measured span for all calculations. See Annex A1 for information on the determination of and setting of the span.

11.4 *Speed of Testing*—Set the speed of testing at a rate of crosshead movement of 1.0 mm/min [0.05 in./min] for a specimen with standard dimensions. For specimens with dimensions that vary greatly from the standard dimensions, a crosshead rate that will give a similar rate of straining at the outer surface can be obtained via the method outlined in Test Methods D 790 for Procedure A and Test Method D 6272 for Procedure B.

11.5 Align the loading nose(s) and supports so that the axes of the cylindrical surfaces are parallel. For Procedure A, the loading nose shall be midway between the supports. For Procedure B, the load span shall be one-half of the support span and symmetrically placed between the supports. The parallelism may be checked by means of plates with parallel grooves into which the loading nose(s) and supports will fit when properly aligned. Center the specimen on the supports, with the long axis of the specimen perpendicular to the loading noses and supports. See Annex A1 for setting and measuring span.

11.6 Apply the force to the specimen at the specified crosshead rate. Measure and record force-deflection data at a

rate such that a minimum of 50 data points comprise the force deflection curve. (A higher sampling rate may be required to properly capture any nonlinearities or progressive failure of the specimen.) Measure deflection by a transducer under the specimen in contact with it at the center of the support span, the transducer being mounted stationary relative to the specimen supports. Do not use the measurement of the motion of the loading nose relative to the supports as this will not take into account the rotation of the specimen about the load and support noses, nor account for the compliance in the loading nose or crosshead.

11.7 *Failure Modes*—To obtain valid flexural strength, it is necessary that the specimen failure occurs on either one of its outer surfaces, without a preceding interlaminar shear failure or a crushing failure under a support or loading nose. Failure on the tension surface may be a crack while that on the compression surface may be local buckling. Buckling may be manifested as fiber micro-buckling or ply-level buckling. Ply-level buckling may result in, or be preceded by delamination of the outer ply.

11.7.1 *Failure Identification Codes*—Record the mode, area, and location of failure for each specimen. Choose a standard failure identification code based on the three-part code shown in Fig. 6. A multimode failure can be described by including each of the appropriate failure-mode codes between the parentheses of the M failure mode.

12. Validation

12.1 Values for properties at failure shall not be calculated for any specimen that breaks at some obvious, fortuitous flaw, unless such flaws constitute a variable being studied. Specimens that fail in an unacceptable failure mode shall not be included in the flexural property calculations. Retests shall be made for any specimen for which values are not calculated. If a significant fraction (>50 %) of the specimens fail in an unacceptable failure mode then the span-to-thickness ratio (for excessive shear failures) or the loading nose diameter (crushing under the loading nose) should be reexamined.

13. Calculation

NOTE 5—In determination of the calculated value of some of the properties listed in this section it is necessary to determine if the toe compensation (see Annex A2) adjustment must be made. This toe compensation correction shall be made only when it has been shown that the toe region of the curve is due to take up of the slack, alignment, or seating of the specimen and is not an authentic material response.

13.1 *Maximum Flexural Stress, Procedure A*—When a beam of homogenous, elastic material is tested in flexure as a

beam simply supported at two points and loaded at the midpoint, the maximum stress at the outer surface occurs at mid-span. The stress may be calculated for any point on the load-deflection curve by the following equation (Note 6):

$$s = \frac{3PL}{2bh^2} \quad (1)$$

where:

s = stress at the outer surface at mid-span, MPa [psi],
 P = applied force, N [lbf],
 L = support span, mm [in.],
 b = width of beam, mm [in.], and
 h = thickness of beam, mm [in.]

NOTE 6—Eq 1 applies strictly to materials for which the stress is linearly proportional to strain up to the point of rupture and for which the strains are small. Since this is not always the case, a slight error will be introduced in the use of this equation. The equation will however, be valid for comparison data and specification values up to the maximum fiber strain of 2 % for specimens tested by the procedure herein described. It should be noted that the maximum ply stress may not occur at the outer surface of a multidirectional laminate.⁴ Lamination 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 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):

$$s = \frac{3PL}{4bh^2} \quad (2)$$

where:

s = stress at the outer surface in the load span region, MPa [psi],
 P = applied force, N [lbf],
 L = support span, mm [in.],
 b = width of beam, mm [in.], and

⁴ For the theoretical details, see Whitney, J. M., Browning, C. E., and Mair, A., "Analysis of the Flexure Test for Laminated Composite Materials," *Composite Materials: Testing and Design (Third Conference)*, ASTM STP 546, 1974, pp. 30-45.

First Character		Second Character		Third Character	
Failure Mode	Code	Failure Area	Code	Failure Location	Code
Tension	T	At loading nose	A	Top	T
Compression	C	Between loading noses	B	Bottom	B
Buckling	B	at Support nose	S	Left	L
Interlaminar Shear	S	between Load and support nose	L	Right	R
Multi-mode	M(xyz)	Unknown	U	Middle	M
Other	O			Various	V
				Unknown	U

FIG. 6 Flexure Test Specimen Three-Part Failure Identification Code

h = thickness of beam, mm [in.].

NOTE 7—The limitations defined for Eq 1 in Note 6 apply also to Eq 2.

13.3 *Flexural Strength*—The flexural strength is equal to the maximum stress at the outer surface corresponding to the peak applied force prior to failure. (for multidirectional laminates, see Note 6). It is calculated in accordance with Eq 1 and 2 by letting P equal the peak applied force.

13.4 *Flexural Stress at a Given Strain*—The maximum flexural stress at any given strain may be calculated in accordance with Eq 1 and 2 by letting P equal the applied force read from the force-deflection curve at the deflection corresponding to the desired strain (for multidirectional laminates, see Note 6). Equations for calculating strains from the measured deflection are given in 13.5 and 13.6.

13.5 *Maximum Strain, Procedure A*—The maximum strain at the outer surface also occurs at mid-span, and it may be calculated as follows:

$$E_f \frac{6dh}{L^2} e \quad (3)$$

where:

- e = maximum strain at the outer surface, mm/mm [in./in.],
- d = mid-span deflection, mm [in.],
- L = support span, mm [in.], and
- h = thickness of beam, mm [in.].

13.6 *Maximum Strain, Procedure B*—The maximum strain at the outer surface also occurs at mid-span, and it may be calculated as follows:

$$e \frac{4.36dP}{L^2} \quad (4)$$

where:

- d = mid-span deflection, mm [in.],
- e = maximum strain at the outer surface, mm/mm [in./in.],
- L = support span, mm [in.], and
- h = thickness of beam, mm [in.].

13.7 Flexural Modulus of Elasticity:

chord modulus of elasticity is the ratio of stress range and corresponding strain range. For calculation of flexural chord

point of 0.001 and an end point 0.003. If the data is not modulus, the recommended strain range is 0.002 with a start

available at the exact strain range end points (as often occurs with digital data), use the closest available data point. Calculate the flexural chord modulus of elasticity from the stress-strain data using Eq 5 (for multidirectional or highly orthotropic composites, see Note 8).

$$E_f \text{ chord} \frac{Ds}{De} \quad (5)$$

where:

- $E_f \text{ chord}$ = flexural chord modulus of elasticity, MPa [psi],

13.7.1.1 Report the chord modulus of elasticity in MPa [psi] for the strain range 0.001 to 0.003. If a different strain range is used in the calculations, also report the strain range used.

NOTE 8—Shear deformation can seriously reduce the apparent flexural modulus of highly orthotropic laminates when they are tested at low span-to-thickness ratios.⁵ 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:

$$E_f \text{ secant} \frac{L^m}{4bh^2} \quad (6)$$

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:

$$E_f \text{ secant} \frac{0.17Lm}{b^2} \quad (7)$$

where $E_f \text{ secant}$, m , L , b , and h are the same as for Eq 6.

13.7.3 Chord modulus of elasticity shall be reported although other definitions of moduli may also be used. However, when other definitions of moduli are used, it should be clearly indicated in the report.

13.8 *Statistics*—For each series of tests calculate the average value, standard deviation, and coefficient of variation for each property determined:

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

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

where:

- \bar{x} = average value or sample mean,
- x_i = value of single measured or derived property,
- n = number of specimens,
- s_{n-1} = estimated standard deviation,
- CV = coefficient of variation in percentage.

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).

¹ For discussion of these effects, see Zweben C., Smith, W. S., and Wardle, M. W., "Test Methods for Fiber Tensile Strength, Composite Flexural Modulus, and Properties of Fabric-Reinforced Laminates," *Composite Materials: Testing and Design (Fifth Conference)*, ASTM STP 674, 1979, pp. 228-262.

14. Report

14.1 The information reported for this test method includes material identification and mechanical testing data. These data shall be reported in accordance with Guides E 1309 and E 1471. At a minimum, the following should be reported:

14.1.1 The revision level or date of issue of the test method used.

14.1.2 The date(s) and location(s) of the testing.

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

14.1.4 The test Procedure used (A or B).

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

14.1.6 Identification of the material tested including: material specification, material type, material designation, manufacturer, manufacturer's lot or batch number, source (if not from the manufacturer), date of certification, expiration of certification, filament diameter, tow or yarn filament count and twist, sizing, form or weave, fiber areal weight, matrix type, prepreg matrix content, and prepreg volatiles content.

14.1.7 Description of the fabrication steps used to prepare the laminate including: fabrication start date, fabrication end date, process specification, cure cycle, consolidation method, and a description of the equipment used.

14.1.8 Ply orientation stacking sequence of the laminate.

14.1.9 If requested, report density, reinforcement volume fraction, and void content test methods, specimen sampling method and geometries, test parameters, and test data.

14.1.10 Average ply thickness of the material.

14.1.11 Results of any nondestructive evaluation tests.

14.1.12 Method of preparing the test specimens, including specimen labeling scheme and method, specimen geometry, sampling method, and specimen cutting method.

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

14.1.14 Type of test machine, grips, jaws, alignment data, and data acquisition sampling rate and equipment type.

14.1.15 Dimensions of each specimen to at least three significant figures, including specimen width, thickness, and overall length.

14.1.16 Conditioning parameters and results, and the procedure used if other than that specified in this test method.

14.1.17 Relative humidity and temperature of the testing laboratory.

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

14.1.19 Number of specimens tested.

14.1.20 Load-span length, support-span length, and support span-to-thickness ratio.

14.1.21 Loading and support nose type and dimensions.

14.1.22 Speed of testing.

14.1.23 Transducer placement on the specimen, transducer type, and calibration data for each transducer used.

14.1.24 Force-deflection curves for each specimen. Note method and offset value if toe compensation was applied to force-deflection curve.

14.1.25 Tabulated data of flexural stress versus strain for each specimen.

14.1.26 Individual flexural strengths and average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population. Note if the failure load was less than the maximum load prior to failure.

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

14.1.28 Strain range used for the flexural chord modulus of elasticity determination.

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

14.1.30 If an alternate definition of flexural modulus of elasticity is used in addition to chord modulus, describe the method used, the resulting correlation coefficient (if applicable), and the strain range used for the evaluation.

14.1.31 Individual values of the alternate (see above) flexural modulus of elasticity, and the average value, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) for the population.

14.1.32 Individual maximum flexural stresses, and the average, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) values for the population. Note any test in which the failure load was less than the maximum load before failure.

14.1.33 For flexural modulus only tests: maximum load applied, strain at maximum applied load, and calculated flexural modulus of elasticity (E_f).

14.1.34 Individual maximum flexural strains and the average, standard deviation, and coefficient of variation (in percent) values for the population. Note any test that was truncated to 2% strain.

14.1.35 Failure mode and location of failure for each specimen.

15. Precision and Bias

15.1 *Precision*—The data required for the development of precision is not currently available for this test method.

15.2 *Bias*—Bias cannot be determined for this test method as no acceptable reference standard exists.

16. Keywords

16.1 fiber-reinforced composites; flexural properties; stiffness; strength

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.

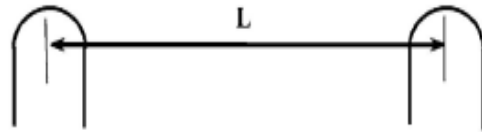


FIG. A1.1 Markings on Fixed Specimen Supports

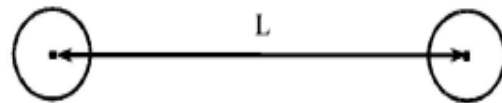


FIG. A1.2 Markings on Rotatable Specimen Supports

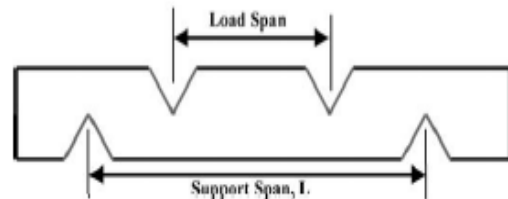


FIG. A1.3 Fixture Used to Align Loading Noses and Supports

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').

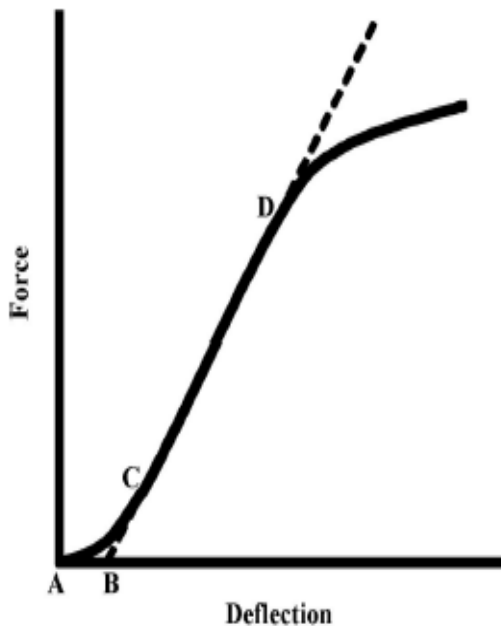


FIG. A2.1 Material with a Hookean Region

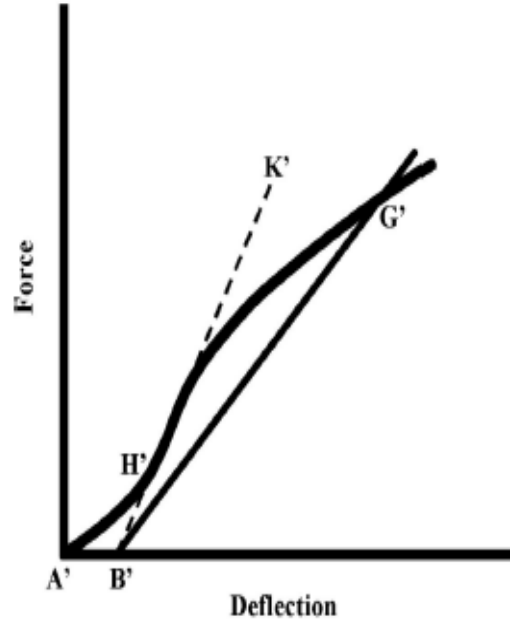


FIG. A2.2 Material without a Hookean Region

ASTM International takes no position respecting the validity of any patent rights asserted in connection with any item mentioned in this standard. Users of this standard are expressly advised that determination of the validity of any such patent rights, and the risk of infringement of such rights, are entirely their own responsibility.

This standard is subject to revision at any time by the responsible technical committee and must be reviewed every five years and if not revised, either reapproved or withdrawn. Your comments are invited either for revision of this standard or for additional standards and should be addressed to ASTM International Headquarters. Your comments will receive careful consideration at a meeting of the responsible technical committee, which you may attend. If you feel that your comments have not received a fair hearing you should make your views known to the ASTM Committee on Standards, at the address shown below.

This standard is copyrighted by ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959, United States. Individual reprints (single or multiple copies) of this standard may be obtained by contacting ASTM at the above address or at 610-832-9585 (phone), 610-832-9555 (fax), or service@astm.org (e-mail); or through the ASTM website (www.astm.org).