

CAPITULO 1

INTRODUCCIÓN

1.1 GENERALIDADES

El peso de las aeronaves en aviación es muy importante y crítico, además de las propiedades mecánicas de los materiales utilizados en la construcción de las mismas, los materiales que actualmente presentan las mejores propiedades mecánicas y son de uso generalizado en la aviación de nuestro país son los metálicos.

El uso de materiales compuestos para su aplicación en la industria aeronáutica se ha expandido rápidamente en los últimos años. Sin embargo, prácticamente en todos sus aspectos, el uso de estos materiales involucra una tecnología distinta a la usada con los metales. Estos materiales son intrínsecamente diferentes, tanto en procesos de manufactura, diseño estructural y desempeño en servicio, particularmente considerando la causa y naturaleza del daño que pueden soportar.

En su afán de mantener tecnología de punta, el CIDFAE (Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana), se ha visto en la imperiosa necesidad de incorporar materiales compuestos que reemplacen a ciertos tipos de metales y aleaciones que se vienen utilizando en la industria aeronáutica entre los que podemos destacar a la fibra de vidrio, de carbono y kevlar, los mismos que pueden proporcionar combinaciones poco usuales de rigidez, resistencia, peso, rendimiento a temperatura alta, resistencia a la corrosión y dureza.

En el país no se ha incursionado profundamente en este tema, no se ha explotado todo el potencial que estos materiales tienen, y se los ha venido utilizando en trabajos aeronáuticos de un modo artesanal y empírico; el CIDFAE ha incursionado limitadamente en este campo, lo que ha conllevado a una subutilización de recursos tanto materiales como económicos.

El presente proyecto de investigación, dará la posibilidad de extenderlo para su aplicación en campos no solamente afines a la aeronáutica, sino también a otro tipo de industrias. Además, permitirá demostrar la buena formación profesional de los estudiantes de la Facultad de Ingeniería Mecánica de la ESPE y que una investigación científica desarrollada en nuestro país puede tener tanta validez como una desarrollada en el extranjero.

1.2 OBJETIVOS

El presente proyecto se plantea los siguientes objetivos:

1.2.1 OBJETIVO GENERAL

Realizar un análisis del comportamiento de los materiales compuestos bajo diversas configuraciones en cuanto a propiedades mecánicas se refiere.

1.2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Utilizar las fibras: fibra de carbono, fibra de vidrio y kevlar ® y resinas epóxicas que se utilizan en el CIDFAE como elementos de nuestra investigación.
- Determinar los ensayos de resistencia mecánica a realizarse en las probetas
- Construir las probetas necesarias para realizar los ensayos.
- Analizar los resultados de los ensayos, determinando nuevas configuraciones que presenten diferentes propiedades.
- Desarrollar modelos empleando software
- Establecer lineamientos para la realización de los ensayos destructivos susceptibles de aplicación en los materiales compuestos.

1.3 ALCANCE DEL PROYECTO

Nuestro trabajo pretende buscar combinaciones de distintos materiales, capaces de igualar o mejorar las características de los materiales metálicos actualmente utilizados en aviación. Aunque al final no se llegue a obtener materiales compuestos de aplicación directa en aeronáutica y en general en la industria, nos va a permitir profundizar en el conocimiento de este tipo de materiales, principalmente estableciendo una relación entre parámetros microscópicos (estructurales) y parámetros macroscópicos (mecánicos).

1.4 JUSTIFICACIÓN DEL PROYECTO

Por lo mencionado anteriormente, el estudio de los materiales compuestos implica un desafío, lo que nos obliga a adentrarnos en este amplio campo de la Ingeniería Mecánica, con el fin de optimizar la utilización de este tipo de materiales, en la industria nacional.

La principal razón para utilizar los materiales compuestos en la aviación, es la disminución en peso que puede lograrse, debido a su alta relación resistencia – peso, y rigidez – peso, comparada con materiales convencionales de aviación, como son las aleaciones de aluminio. Este ahorro de alrededor del 25 % es generalmente considerado para usar estos compuestos en lugar de compuestos metálicos.

Nosotros confiamos que nuestro proyecto se justifica por las siguientes razones:

- Incrementa el nivel del desarrollo aeronáutico en el país.
- Se abre campo en un tema en el que no se ha incursionado con suficiente investigación.
- Disminuye los errores de construcción de elementos realizados con este tipo de materiales.
- Disminuirá el tiempo de utilización de la mano de obra, que puede ser utilizada para realizar algún otro tipo de actividad.

- Permitirá tecnificar los procesos de trabajo del personal.
- Permitirá expandir el uso de los materiales compuestos hacia otras industrias, de acuerdo a los parámetros que éstas requieran.
- Disminuirá costos de materia prima y evitará el desperdicio de materiales.
- El uso correcto de estos materiales, bajo los parámetros a investigarse, permitirá disminuir el peso de las aeronaves, lo que conlleva un inherente ahorro en el uso del combustible de las mismas.
- El constante desarrollo tecnológico, nos obliga como Ingenieros Mecánicos, a llevar adelante procesos de investigación de nuevos materiales, tecnologías, procesos y soluciones que permitan reducir costos de producción que atraigan a la inversión, tanto nacional como extranjera hacia nuestra industria.
- La investigación permitirá complementar los sólidos conocimientos adquiridos en la carrera de Ingeniería Mecánica y quedará sentado el carácter emprendedor e investigador inculcado a los alumnos de la Escuela Politécnica del Ejército.

CAPITULO 2

MATERIALES COMPUESTOS EN AVIACIÓN

2.1 PRINCIPIOS BÁSICOS DE LAS FIBRAS DE MATERIALES COMPUESTOS

Las construcciones de plásticos reforzados con fibras son, en muchos casos, elementos superiores a los construidos con materiales convencionales, esto no sólo se debe a sus particulares cualidades específicas de densidad, sino también a la libertad de conformación posible. En contraposición al uso de los materiales isotrópicos convencionales, el constructor puede diseñar las propias características del material, al emplear los materiales anisotrópicos composites. Este "grado de libertad" añadido permite construcciones totalmente nuevas. Por ejemplo, un recipiente a presión de acero (isotrópico) debe tener forma esférica para alcanzar la relación óptima peso/capacidad. Esta dependencia de la geometría ya no es obligatoria al utilizar plásticos reforzados con fibras. Ya que es posible "construir" el material, puede llegarse a una solución óptima para otras formas de recipientes, dotando al material de las características adecuadas.

Para el aprovechamiento integral de las ventajas de los composites es necesario comprender el comportamiento de los materiales anisotrópicos y el conocimiento de sus métodos de interpretación y cálculo, cuyos elementos básicos se exponen en los capítulos siguientes.

Los materiales compuestos se producen cuando dos o mas materiales identificables distintos se unen para formar una combinación de propiedades que no pueden obtenerse en los materiales originales. Un mejor desempeño en el campo aeronáutico se ha dado en las últimas décadas debido al uso de materiales compuestos en lugar de metales. Estos materiales pueden seleccionarse para proporcionar combinaciones poco usuales de rigidez, resistencia, peso, rendimiento a alta temperatura, resistencia a corrosión,

dureza o conductividad.

Los materiales compuestos usados para estructuras aeronáuticas pertenecen a la clase conocidas como “fibras compuestas” comprendidas de fibras continuas unidas en una matriz de resina o plástico. Aquí, las fibras proveen al compuesto de las propiedades estructurales, mientras que la matriz sirve principalmente para enlazar las fibras dentro de una entidad estructural.

La principal razón para usar materiales compuestos en aviación se debe a su mayor relación esfuerzo/peso y dureza/peso, comparada con los materiales convencionales de construcción aeronáutica como son las aleaciones de aluminio. Las disminuciones de peso de alrededor del 25% son consideradas para aprovechar el uso de materiales compuestos en lugar de metales.

Para aplicaciones aeronáuticas, las principales fibras que se han usado son de grafito (fibra de carbono), aramida (kevlar), boro y vidrio, y el principal material de la matriz es resina epóxica. No existe una uniformidad en los nombres dados a los materiales compuestos; una practica usual es escribir el nombre en un formato “fibras / matriz”. En la terminología antes mencionada, podríamos ejemplificar estos compuestos como grafito/epóxica, boro/epóxica y vidrio/epóxica. Una ventaja de esta notación es que puede ser adaptada para describir sistemas compuestos específicos, por ejemplo, el sistema grafito/epóxica que usa fibras Thornel T300 y resina Narmco 5208 puede abreviarse como T300/5208.

Las fibras de grafito, son mejor conocidas como fibra de carbono y los compuestos asociados son llamados compuestos de fibra de carbono. Las fibras de aramida fueron desarrolladas por Du Pont®, y el nombre de su propiedad para estas fibras fue Kevlar®, el cual es comúnmente usado, sin embargo su nombre original fue PRD-49.

Debido a la falta de estandarización en la nomenclatura de los materiales compuestos, se usó inclusive los términos fibra de carbono-refuerzo plástico, fibra de boro-refuerzo plástico, y fibra de vidrio-refuerzo plástico, esta terminología era inadecuada, en parte debido a que sugería que las fibras actuaban como soporte de la matriz plástica, mientras que la situación real es al contrario.

2.1.1 GENERALIDADES

Una fibra de material compuesto consiste usualmente de una o más fases filamentosas, unidas a una matriz. La proporción entre la longitud y el diámetro de las fibras, puede variar entre 10 y el infinito. Su escala, respecto al material a granel, puede ir de microscópica hasta macroscópica.

Los componentes de los compuestos (fibras y matrices) pueden ser clasificados convenientemente según su módulo de elasticidad y ductilidades. Dentro del compuesto, las fibras pueden, en general, estar en forma de fibras continuas, fibras discontinuas, o whiskers (cristales muy finos con longitudes del orden de 1-10 μm) y puede alinearse a los grados variantes u orientarse al azar.

2.2 SISTEMAS DE FIBRA

Cuando se combinan con una matriz, las fibras de refuerzo son las que dan la resistencia primaria del compuesto. Existen cinco tipos comunes de fibras de refuerzo:

- Fibra de vidrio
- Aramida
- Fibra de carbono
- Fibra de Boro
- Fibras cerámicas

Estos materiales básicos pueden ser usados en combinación con otros tejidos híbridos en patrones específicos (ciencia de las fibras), en

combinación con otros materiales como espumas rígidas o simplemente en combinación con varios materiales para matriz. Cada compuesto en particular provee ventajas específicas.

2.2.1 TIPOS DE FIBRAS

2.2.1.1 Fibra De Vidrio

Como su nombre lo indica, la fibra de vidrio consiste de pequeñas cuerdas de gel de sílice fundido, las cuales luego son tejidas y tramadas en forma de tela. Existen varios tipos de trama de tejido disponibles, dependiendo de la aplicación en la que se va a usar. Su amplia disponibilidad y su bajo costo, la hacen que se constituya en un o de los sistemas de fibra mas difundidos.

La fibra de vidrio pesa más y tiene menor resistencia que la mayoría de fibras. La fibra de vidrio en el pasado ha sido usada para aplicaciones no estructurales. El tejido era pesado y se usaba con resinas de poliéster, las cuales hacían al compuesto quebradizo. La fibra de vidrio se ha beneficiado con el aparecimiento de nuevas formulas de matrices. Existen dos tipos comunes de fibra de vidrio: la E-glass y la S-glass.

E-glass es también conocida como eléctrica, debido a su alta resistividad. Es un vidrio de boro silicato el cual es el más comúnmente usado. S-glass es un vidrio magnésico-alumínico-silicato, el cual es usado donde una alta resistencia a la tracción es requerida.



Figura 2-1: Fibra de vidrio

Cuando es usada con nuevos tipos de matriz, y con una correcta aplicación

de la ciencia de las fibras, se convierte en un excelente elemento de refuerzo, aplicable a usos avanzados. Algunos de los nuevos compuestos a partir de fibra de vidrio se comparan favorablemente en términos de relación resistencia-peso con los tradicionales materiales de aluminio. Combinado adecuadamente con otras fibras mas caras como el Kevlar® o fibras de carbono, puede producir un material híbrido de bajo costo y alta resistencia.

2.2.1.2 Fibra Aramida

La fibra Aramida se caracteriza por su color amarillo, bajo peso, excelente resistencia a la tracción y notable flexibilidad. Son fibras de poliamida, relacionadas con el nylon convencional., pero cuyas cadenas alipáticas (estructura molecular es una cadena abierta) son remplazadas por anillos aromáticos (moléculas cíclicas, no saturadas, cuya estabilidad es superior a la de las estructuras de cadena abierta con igual número de enlaces múltiples). El Kevlar® es una marca registrada de Du Pont Company y es la aramida mas conocida y mas difundida. El Kevlar® se estira mucho antes de romperse. La resistencia a la tracción del aluminio aleado es cerca de 65000 psi, o cerca de $\frac{1}{4}$ de un compuesto de Kevlar®. No obstante, el objetivo en la aviación no es siempre tener una parte fuerte, sino preferiblemente tener una parte de bajo peso. Usando refuerzos de Kevlar®, un componente puede ser fabricado con la resistencia de un metal pero con una fracción de su peso.

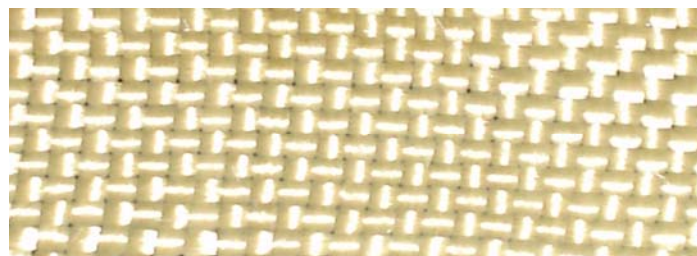


Figura 2-2: Kevlar®

El Kevlar® estructural usado en aviación es conocido como Kevlar 49. El Kevlar 29 es usado para botes y el Kevlar 129 es un material de prueba para balística. Estos materiales difieren en el tejido, peso y proceso de

manufactura.

La aramida es un material ideal para usarse en aviación, en partes que están sujetas a grandes esfuerzos y vibraciones. Pero la aramida también tiene sus desventajas. Debido a que la aramida se estira, puede causar los problemas cuando está cortado. Taladrar la aramida pueden ser un problema cuando el taladro agarra una fibra y la tira hasta el punto de la ruptura. Este material parecerá rizado. Si el material rizado alrededor del agujero no se elimina o no se sellan las costuras puede actuar como una mecha y puede absorber humedad. La humedad en forma de agua, aceite, gasolina o fluido hidráulico si bien no daña a la aramida, pueden causar problemas con los sistemas de resina usados causando su deterioro, lo cual puede causar que las capas de la lámina se separen. Los rizos alrededor del agujero taladrado también pueden impedir a un broche sentar propiamente. Lo qué puede causar la falla de la junta.

2.2.1.3 Fibras De Carbono (Grafito)

La fibra de carbono y la fibra de grafito se refieren al mismo material. Esta fibra negra es muy fuerte y dura, usada por sus características de rigidez y resistencia. Las fibras de carbono son usadas para fabricar componentes de estructuras primarias tales como costillas y superficies alares.



Figura 2-3: Fibra de carbono

La fibra de carbono es mas fuerte en resistencia de compresión que el Kevlar, sin embargo es mas quebradiza que el Kevlar®. La fibra de carbono es corrosiva cuando se junta con aluminio.

2.2.1.4 Fibra De Boro

Las fibras de boro son hechas depositando boro sobre un filamento delgado de tungsteno. La fibra resultante es de cerca de 0.004 pulgadas de diámetro, tiene excelente resistencia a la compresión y dureza. Debido a que trabajar con boro puede ser peligroso debido a su toxicidad además de caro, no es comúnmente usado en aviación.

En caso de necesitar las propiedades de la fibra de boro se realizan materiales híbridos a partir de otras fibras.

2.2.1.5 Fibras Cerámicas

Las fibras cerámicas son usadas donde se necesita para una aplicación de alta temperatura. Esta forma de compuestos retendrá la mayoría de la fuerza y flexibilidad a las temperaturas de hasta 2200 °F. Los azulejos en un trasbordador espacial son hechos de un compuesto cerámico especial que es resistente al calor y lo disipa rápidamente.

2.2.2 USO DE FIBRAS

El avance en el uso de los materiales compuestos ha dado pie para que nuevas fibras de refuerzo sean desarrolladas. En la actualidad, las fibras más usadas son: fibra de vidrio, aramida y fibra de carbono. En el siguiente cuadro se detallan los diferentes tipos de material y su uso. Nótese que el boro es la única fibra que va declinando su uso:

Cuadro 2-1: Demanda de compuestos en EEUU (toneladas)

ITEM	1977	1987	1992	2000
NUEVOS MATERIALES	113.25	1202.25	2450.00	6000.00
AVIACIÓN	53.95	843.95	1745.00	4275.00
TIPO DE FIBRAS				
CARBONO	26.60	247.65	540.00	1426.5
ARAMIDA	18.05	235.80	433.50	939.00
BORO	1.55	0.75	0.50	0.40
OTRAS	0.10	0.40	1.00	4.10

2.2.2.1 Colocación De Las Fibras

La resistencia de un material compuesto depende de la trama del tejido del material, del proceso de manufactura, de cómo la matriz es aplicada, la resistencia a la tracción del filamento y el diseño de la parte.

Las resistencias a la tensión de algunos de los materiales están dadas de acuerdo a los parámetros de fabricación. Puesto que los compuestos usados en aviación se usan con resinas, estas tienden a hacer mas frágil la estructura, causando que se rompa a un esfuerzo de tracción menor.

Para determinar la resistencia de un material de refuerzo en un laminado de 50% de fibra y 50% de resina, se toma la resistencia a la tracción de la resina sumada a la de las fibras y se divide para dos.

2.2.2.2 Ciencia De Las Fibras

La colocación selectiva de las fibras para lograr diferentes resistencias de acuerdo a la aplicación es conocida como “ciencia de las fibras”. La resistencia y dureza de un compuesto depende de la orientación de las láminas de acuerdo con la dirección de la carga. Un metal tiene la misma resistencia en cualquier dirección independientemente de la dirección de la

carga.

Por ejemplo la hoja del rotor de un helicóptero soporta gran esfuerzo a lo largo de su longitud debido a la fuerza centrípeta. Si se lo construye de aleación metálica, la resistencia será la misma en todas las direcciones, por lo cual se estará dando resistencia en lugares que no lo necesitan.

Si se fabrica de materiales compuestos, la hoja puede prestar la resistencia adecuada de acuerdo a la colocación de las fibras con el fin de que su resistencia sea la adecuada en los lugares que soportan mayor esfuerzo. Así podrían referirse los vectores de colocación como 0° para referirse a cargas axiales, 45° para referirse a cargas cortantes o 90° para reaccionar a cargas laterales.

2.3 SISTEMAS DE RESINA

La matriz en un material compuesto tiene tres principales funciones:

- Sostener juntas a las fibras
- Distribuir la carga entre las fibras
- Proteger las fibras del medio ambiente

El material ideal del que una matriz es hecha debe ser, inicialmente un líquido de baja viscosidad que puede ser rápidamente convertido a un sólido duro y durable, adecuadamente ligado a la fibra de refuerzo. Mientras que la función del refuerzo fibroso es llevar la carga en el material compuesto, las propiedades mecánicas de la matriz pueden afectar significativamente la forma y la eficiencia con la cual las fibras operan. La matriz ayuda a una distribución mas uniforme de los esfuerzos entre todas las fibras, haciendo que todas sufran el mismo esfuerzo. El esfuerzo se transmite por un proceso cortante que requiere una buena unión entre las fibras y la matriz.

Como la carga es llevada principalmente por las fibras, la elongación del

material compuesto en su conjunto esta limitada por la elongación máxima que soportan las fibras antes de su rotura. Usualmente del 1 al 1.5%. La propiedad significativa de la matriz es que esta no debe agrietarse dentro de este nivel de esfuerzo.

Las propiedades mecánicas de la matriz y de la unión entre la matriz y la fibra dominan las propiedades físicas del compuesto. La matriz es mucho más débil y más moldeable que la fibra, y por lo tanto una carga transversal en la matriz debe ser evitada tanto como sea posible en el diseño de los componentes de un material compuesto.

La matriz y la interacción entre la fibra y la matriz pueden tener un efecto significativo en la propagación de fallas a través de un compuesto.

2.3.1 TIPOS DE RESINA

Los sistemas de matriz de resina son un tipo de plástico. Existen dos categorías generales de plásticos: termoplásticos y termofijos. Estos son los dos tipos fundamentales de plásticos, con base en sus características de deformación a temperaturas elevadas.

Como su nombre lo indica, un material termoplástico se deforma con la temperatura, en tanto que un termofijo tiene forma permanente y no se deforma con la temperatura.

La diferencia fundamental entre ambos tipos es la ausencia de enlaces transversales en los polímeros termoplásticos y la presencia de enlaces transversales en las cadenas macromoleculares de los termofijos. Durante la deformación, las cadenas moleculares de los termoplásticos se deslizan unas al lado de otras, en tanto que las cadenas de los termofijos no se pueden mover.

Las resinas termoplásticas son aquellas que usan calor para el conformado

en la forma deseada, la cual no es necesariamente permanente pues puede revertirse si se calienta nuevamente el material.

Los termoplásticos se componen de moléculas lineales largas, cada una de las cuales puede tener cadenas o grupos laterales) es decir moléculas ramificadas, pero no unidas por enlaces transversales). Podemos pensar en las cadenas como cuerdas independientes y entrelazadas, parecidas a fideos. Al calentarse, las cadenas individuales se deslizan y provocan un flujo plástico. Por tanto, se pueden derretir y moldear una y otra vez por calentamiento y enfriamiento, lo que permite utilizar nuevamente los desperdicios.

En general, los termoplásticos ofrecen mayor resistencia al impacto, más facilidad de tratamiento y adaptabilidad a diseños complejos que los termofijos

Los termofijos son resinas que experimentan un cambio químico, llamado curado, durante su elaboración a fin de formar estructuras con enlaces transversales y tornarse permanentemente insolubles e infusibles. Por tanto, no se pueden derretir y procesar de nuevo.

Las resinas termoendurecibles usan calor para su conformado en la forma deseada pero esta se vuelve permanente en un proceso irreversible. Los desperdicios de polímeros termofijos deben ser desechados o utilizados como relleno de bajo costo en otros productos. Los termofijos se suministran en forma líquida o como polvo de moldeo, siendo la primera, la forma más común de expendio comercial.

Cuando aún no han sido curados, los termofijos se pueden moldear para darles la forma del producto terminado, para después curarlos mediante productos químicos (agentes de curado) o calor.

2.3.1.1 Sistemas De Resina Epóxica

Las resinas epóxicas son un tipo de resinas termofijas. Son conocidas por su excelente capacidad de adhesión, resistencia a esfuerzos, resistencia a la humedad y a los químicos, y por ofrecer una o más de las características siguientes:

1. Gran estabilidad térmica
2. Resistencia a la fluencia ya la deformación con carga
3. Gran estabilidad dimensional
4. Gran rigidez y dureza

Estas ventajas son adicionales a la ligereza y a las excelentes propiedades de aislamiento eléctrico que son comunes a todos los plásticos. Estos materiales se prestan para la conformación o modelado mediante distintos tipos de procesos de conformado, como veremos más adelante.

Los compuestos para moldeo de termofijos se utilizan principalmente en lo que se conoce como materiales compuestos de avanzada, constituidos por dos ingredientes principales:

1. Un sistema de resina que, por lo general, contiene componentes tales como agentes de curado, endurecedores, inhibidores y plastificantes, y,
2. Rellenos o refuerzos, que pueden consistir en: partículas minerales u orgánicas; fibras inorgánicas, orgánicas o metálicas; y tela o papel picado, inorgánico u orgánico.

El sistema de resina proporciona la estabilidad dimensional, las cualidades eléctricas, la resistencia al calor, la resistencia química y las cualidades decorativas y de inflamabilidad. Los rellenos y refuerzos imparten la resistencia mecánica y la tenacidad, y en ciertos casos las cualidades eléctricas.

La calidad de los enlaces de material logrado dependerá de la manera en que las juntas son diseñadas y las superficies preparadas. Los enlaces son diseñados de acuerdo a la necesidad específica.

Los epóxicos se utilizan con mucha mayor frecuencia en los materiales compuestos de avanzada: por ejemplo: epóxico con fibra de grafito. Para aplicaciones estructurales en aeronaves comerciales y militares. Sus propiedades generales incluyen: tenacidad, menos contracción durante el curado, buena resistencia a la intemperie, poca absorción de humedad, curado sin desprendimiento de productos secundarios, buena humectación y adhesión a una amplia gama de superficies.

Otras cualidades excelentes son: buenas propiedades mecánicas y térmicas, excelente resistencia a la fatiga, sobresalientes propiedades eléctricas a temperaturas tanto a bajas como a altas, excepcional resistencia al agua, prácticamente resistentes a los hongos y resistencia general a la corrosión.

La propiedad de adhesividad convierte a los epóxicos en excelentes materiales para encapsular componentes electrónicos y de otros tipos, para revestir casi cualquier material, como acero, plástico y otros, y como adhesivos para unir materiales similares o diferentes, como plástico, acero, aluminio, madera o vidrio.

2.3.1.2 Otros Sistemas De Resina

Resinas acrílicas: En general son resinas muy costosas, su rango de temperaturas de uso va desde los 177° a los 232° C, razón por la cual se emplean en muy pocos productos de consumo. Su uso principal es en conectores eléctricos de sistemas de comunicaciones en computación y aeroespaciales.

Resinas bismaleimidadas: Son polímeros de condensación resistentes a temperaturas muy altas. Las resinas bismaleimidadas presentan las misma

características deseables que los epóxicos, pero con intervalos de temperaturas de servicio más altos, de 205° a 232° C. Como tales, se emplean como matriz en materiales compuestos para aviones de tipo militar y en el sector aeroespacial. También se utilizan en la manufactura de tarjetas de circuitos impresos y como revestimientos resistentes al calor.

Resinas melaminas: Se conocen sobre todo por su extrema dureza, su excelente colorabilidad permanente, y su resistencia a la flama con autoextinción. Debido a que no imparten sabor ni olor a los alimentos sólidos y líquidos, se utilizan para elaborar vajillas y artículos domésticos. Con las melaminas se utilizan diversas clases de rellenos, a fin de satisfacer diversos requisitos. Para platos y artículos de cocina, el relleno es de celulosa, para conseguir resistencia eléctrica se usan rellenos minerales, y se agregan refuerzos de tela o de vidrio para mejorar la resistencia al impacto y a la tensión.

Resinas fenólicas: Son todavía termofijos de bajo costo y para usos generales que se adaptan a una multitud de aplicaciones. Se formulan con un sistema de cuadro fenólico de una o de dos etapas. En general, la elaboración de las resinas de una etapa es un poco más crítica. Estas resinas tienen propiedades algo inferiores a las de los termofijos de mayor costo, pero normalmente son más fáciles de moldear. Presentan excelente resistencia al calor y a la flama, una alta temperatura de flexión como carga, buenas propiedades eléctricas, excelente moldeabilidad y estabilidad dimensional y buena resistencia química al agua.

Resinas de urea formaldehído (UF): Están disponibles en una amplia gama de colores, desde translúcidas, incoloras y blancas, las hay de todos los colores hasta un negro lustroso. Son materiales no inflamables (auto extingüibles), inodoros e insípidos. Las aplicaciones de las UF incluyen artículos sanitarios como asientos de excusado, perillas, cierres, botones, accesorios eléctricos, laminados, etc.

2.4 FORMA DE LOS COMPONENTES Y MANUFACTURA

El reforzamiento con fibras es esencialmente un proceso de fortalecimiento unidimensional. Debido a que la mayoría de componentes sufren esfuerzos en varias direcciones, una importante función del proceso de conformado es orientar las fibras en la matriz en la dirección apropiada y seleccionar las proporciones adecuadas para obtener las propiedades mecánicas deseadas. El proceso de conformado debe también definir la forma de los componentes y las propiedades requeridas de la matriz. En una estructura de fibra ideal, las fibras deben estar alineadas con la trayectoria del esfuerzo principal y ser concentradas en proporción directa a la magnitud del esfuerzo aplicado. Este esquema ideal puede observarse en elementos naturales como los huesos y la madera.

Los elementos utilizados en aviación hechos de composites son usualmente fabricados por métodos de laminado, en los cuales las láminas del material o materiales a utilizarse son colocadas una sobre otra, a manera de capas, con sus fibras orientadas a distintos ángulos seleccionados previamente, luego de ser impregnados con resina, se espera su completo curado, dependiendo del método a ser utilizado, a presiones y temperaturas controladas.

En el uso de composites, el material de la matriz que generalmente se utiliza es la de tipo epóxica, pero para determinadas configuraciones de composites, se pueden utilizar otro tipo de matrices. De igual forma, las fibras que se utilicen en la conformación de los composites, pueden ser: fibras de vidrio, carbono, kevlar, entre otras.

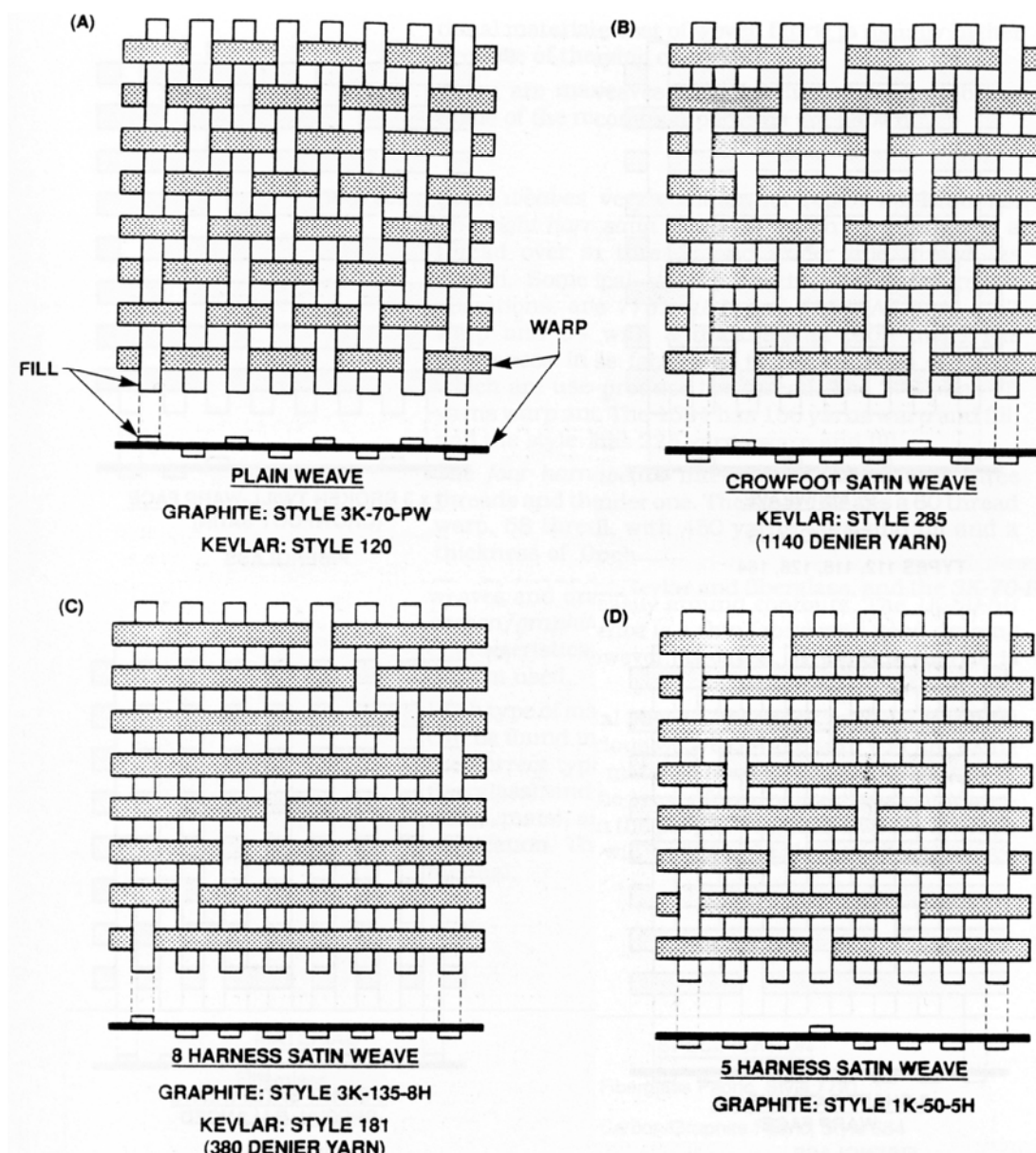


Figura 2-4: Diversos tipos de tejidos de fibras

La configuración más utilizada en la formación de los laminados de composites, consiste en capas orientadas a 0° , $\pm 45^\circ$ y 90° , dichas direcciones están tomadas respecto del eje principal sobre el que se encuentra aplicada la carga en la pieza a elaborar, en el caso de un ala, en su dirección principal de envergadura. Esencialmente, las fibras orientadas a 0° son las que se ocupan de los esfuerzos principales en esa dirección, las orientadas a $\pm 45^\circ$, son la que resisten las cargas de torsión, mientras que las fibras orientadas a 90° , son la que soportan las cargas transversales. La cantidad de capas de fibras utilizadas en cada orientación, depende

específicamente del tipo de aplicación en particular que se vayan a utilizar. Además, el recubrimiento para un panel de tipo sándwich (honeycomb), empleado para la construcción de la caja de torsión en los aviones, está conformada en su mayoría por capas con orientaciones a 0° y $\pm 45^\circ$, y un menor número de capas orientadas a 90° , mientras que para un panel de la misma clase, pero utilizado en la construcción de una viga para el piso de la aeronave puede utilizar porciones iguales de capas orientadas a 0° y 90° .

Para prevenir la deformación de la pieza manufacturada, las capas que conforman el composite, son usualmente orientadas simétricamente con respecto al plano medio del laminado con igual número de capas orientadas a -45° y $+45^\circ$.

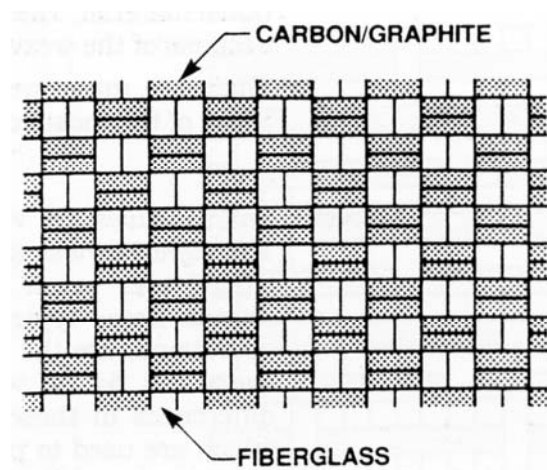


Figura 2-5: Pliego intralaminar de tejido híbrido

El proceso de conformación de los composites por capas, es un proceso muy versátil de manufactura. Por ejemplo, permite crear una amplia gama de espesores de los laminados, permite la colocación de capas de refuerzo en sitios de cargas críticas, como en los alrededores de orificios y entalladuras, inclusión de refuerzos metálicos en sitios de uniones, inclusiones de puntos duros, y conformaciones de paneles con núcleos tipo honeycomb. Cuando se incluyen láminas o refuerzos metálicos, generalmente son unidos con adhesivos especiales, los mismos que son curados junto con la resina del resto del composite.

El laminado no necesita necesariamente ser conformado por un solo tipo de fibra. Se pueden realizar construcciones de tipo híbrido, las mismas que implican la presencia de dos o más tipos distintos de fibras, para alcanzar determinadas propiedades, o simplemente por el hecho de abaratar costos.

2.4.1 MÉTODOS DE MANUFACTURA

2.4.1.1 Moldeo Por Compresión

Este es un proceso de manufactura que usa un molde compuesto de dos partes: un macho y una hembra. El tejido de refuerzo es humedecido con una matriz. Este es colocado en la parte hembra del molde y la parte macho del mismo es usada para dar forma a la parte. Si un material para núcleo se usa, el tejido se envuelve alrededor del núcleo de la forma deseada. Nuevamente se usan las dos partes del molde aplicar la presión y dar su última forma a las partes.

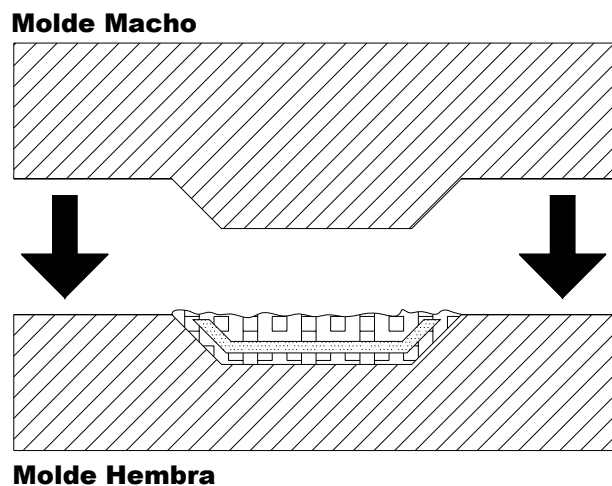


Figura 2-6: Esquema del conformado por presión

2.4.1.2 Empaquetado Al Vacío

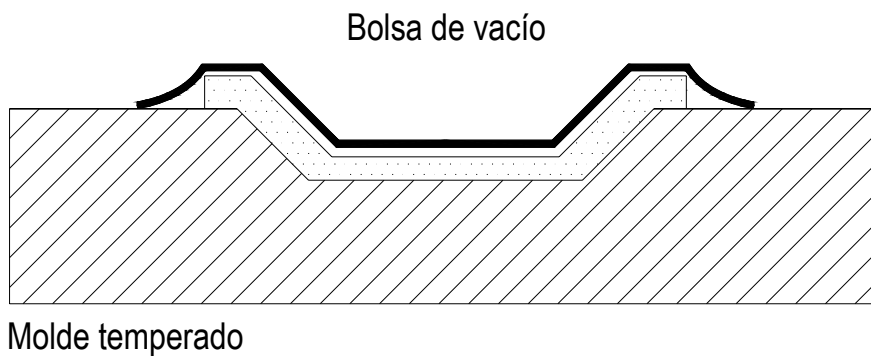


Figura 2-7: Esquema de método de conformado por bolsa de vacío

Una pieza moldeada, hecha por tendido manual o rociado se puede curar sin aplicación de presión. Para muchas aplicaciones este procedimiento es suficiente, pero por lo regular no se consigue la consolidación máxima. Puede haber cierta porosidad, quizá las fibras no ajusten correctamente en esquinas internas y radios abruptos y tiendan a desdoblarse, y pueden formarse regiones ricas o pobres en resina. Estos defectos se corrigen aplicando una presión moderada, con la consecuente mejora de las propiedades mecánicas y mejor control de calidad de las piezas.

Figura 2-8: Empaquetamiento al vacío de un molde de probetas

Un método adecuado para aplicar una presión moderada es la utilización de la bolsa de vacío. El molde con el material compuesto empapado de resina líquida se encierra en una membrana o bolsa flexible, y se crea un vacío en su interior por absorción de aire. La presión atmosférica en exterior de la bolsa comprime entonces la bolsa o membrana uniformemente contra el material compuesto húmedo.

2.4.1.3. Tendido Manual

El tendido manual es el proceso más antiguo y, en muchos de los casos el más sencillo y versátil, aunque es muy lento y requiere de mucha mano de obra. Esta técnica de manufactura es menos precisa que las anteriores. Con esta técnica se coloca la fibra de refuerzo junto con la matriz, y luego se coloca esta “capa húmeda” sobre el molde a ser fabricado o la superficie a ser reparada.

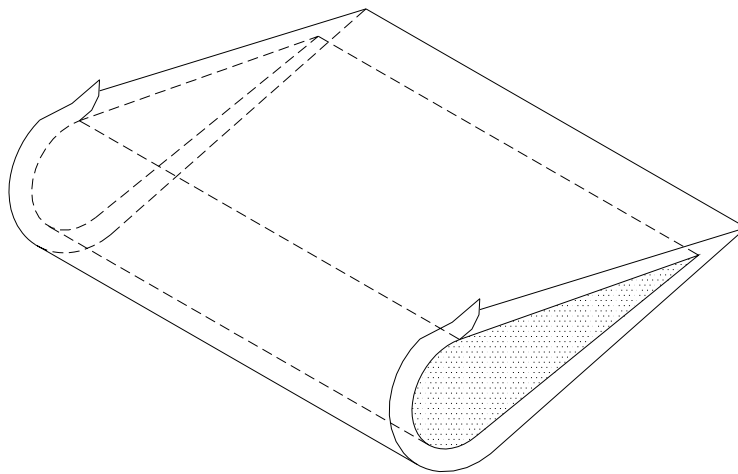


Figura 2-9: Método de conformado por “tendido manual”

Si bien esta técnica es menos precisa que las anteriores, es el procedimiento más flexible y práctico para trabajar con materiales compuestos. La facilidad de empleo de ésta técnica de colocación de capas húmedas, ha hecho de éste método la técnica favorita de quienes trabajan con materiales compuestos laminados. Además, los materiales y la metodología asociada con éste método de tendido manual, son los mismos que los usualmente son

utilizados para hacer reparaciones de estructuras que utilizan materiales compuestos.

Figura 2-10: Reforzamiento con fibra de vidrio de un mamparo con núcleo de madera triplex

Una vez terminado la colocación manual de capas, el conjunto se cura con o sin calor, y usualmente sin presión. También se puede usar una lámina previamente impregnada (pre-peg) de material seco parcialmente curado, como un compuesto para moldeo de láminas (CML) pero en este caso se aplica calor, y es muy probable que también se apliquen presiones bajas.

2.4.1.4 Otros Métodos

Bobinado de Filamentos

Otro método de manufactura que ha proporcionado excelentes estructuras con gran resistencia y dureza, es el método del bobinado de filamentos. En este caso, la fibra de refuerzo es enrollada como un hilo continuo alrededor de la pieza a ser reforzada (ejes o bobinas), después de pasar por un baño de resina. Para alcanzar la precisión necesaria al momento de colocar este hilo, se requiere de la utilización de una máquina especializada en la colocación de filamentos para bobinas. Algunas de estas máquinas utilizan hilos pre-impregnados de resina (pre-peg), otras sumergen al hilo en la

resina, y se usa un área especial de secado para escurrir el exceso de resina. Una vez que la fibra ha sido envuelto en el objeto deseado, la pieza elaborada con el material compuesto es colocada a secar, hasta alcanzar el curado deseado.

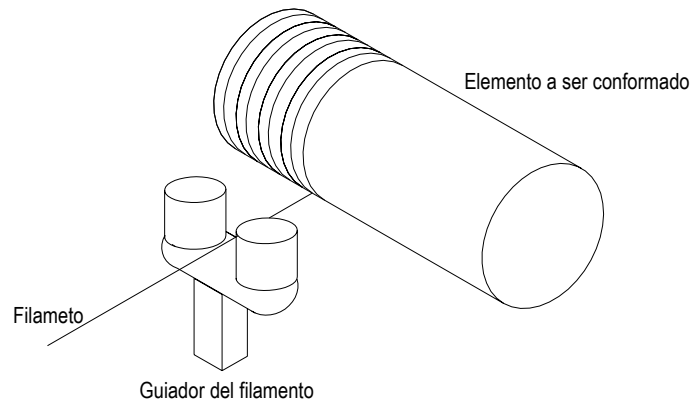


Figura 2-11: Esquema básico de un “bobinado por filamento”

Este tipo de conformado ha sido utilizado para producir algunas de las estructuras de material compuesto más fuertes conocidas en la actualidad. El bobinado de filamentos usado en la fabricación de las palas de los rotores de helicópteros, hélices, e incluso fuselajes enteros.

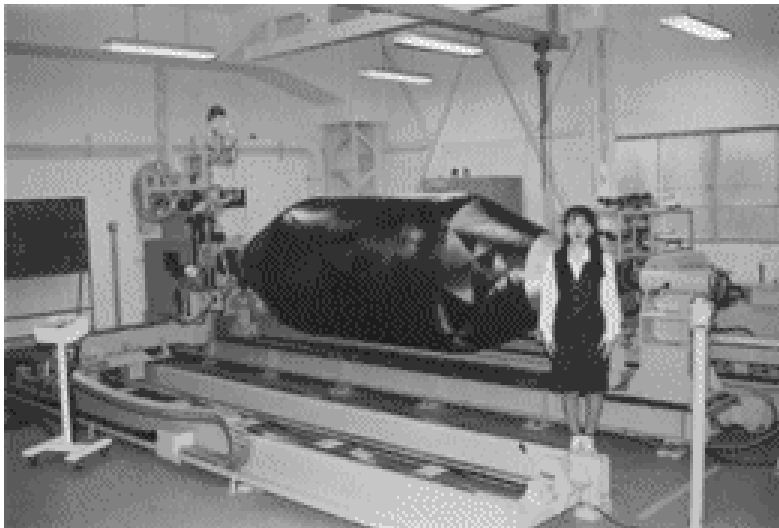


Figura 2-12: Maquinaria de bobinado de paneles circulares.



Figura 2-13: Panel semicircular bobinado por filamentos

Pultrusión

En la “pultrusión”, se tira de una combinación de resina líquida y fibras continuas a través de una matriz caliente de la forma requerida para elaborar perfiles o formas continuas, que pueden ser vigas estructurales en doble T, canales en L, tubos, ángulos, barras, láminas, etc. Las resinas de uso común son poliésteres con rellenos, aunque se utilizan también epóxicas, siempre que sus propiedades son necesarias. Se emplean esterillas o fibras tejidas para conseguir propiedades de capas cruzadas.

Figura 2-14: Máquina de Pultrusión de piezas circulares de JAMCO

Figura 2-15: Máquina de Pultrusión de piezas circulares de JAMCO (vista frontal)

Rociado

Consiste en rociar simultáneamente fibras picadas (por lo general fibras de vidrio) y una resina catalizada, al azar, sobre la superficie del molde con una pistola rociadora de aire. La masa resultante, más bien esponjosa, se consolida mediante rodillos estriados que expulsan el aire y reducen o eliminan los huecos. Al igual que en el tendido manual, a veces se aplica una primera capa de recubrimiento de gel sobre el molde, seguida de aplicaciones sucesivas del material compuesto rociado antes de aplicar el gel final (gel coat).

2.5 APLICACIONES AERONÁUTICAS

Un mayor desarrollo en el campo aeronáutico se ha venido dando durante las últimas décadas, debido al uso de materiales compuestos en lugar de metales en las estructuras de las aeronaves.

La aeronáutica y el ámbito espacial utilizan composites de alto rendimiento. Los costes son altos en caso de utilizar masivamente refuerzos con fibra de carbono. El sector aeronáutico constituye una importante parte del mercado en valor de los compuestos, mucho menor en volumen (aproximadamente el 4%). En la aeronáutica, los composites se han impuesto para fabricar piezas

de estructura primarias, gracias a sus prestaciones, sus cualidades de ligereza y su flexibilidad de forma. Tramo central de aviones, vigas ventrales que rigidizan el fuselaje del Airbus A340/600, alas extremas del ATR 72 son ejemplos de ello.

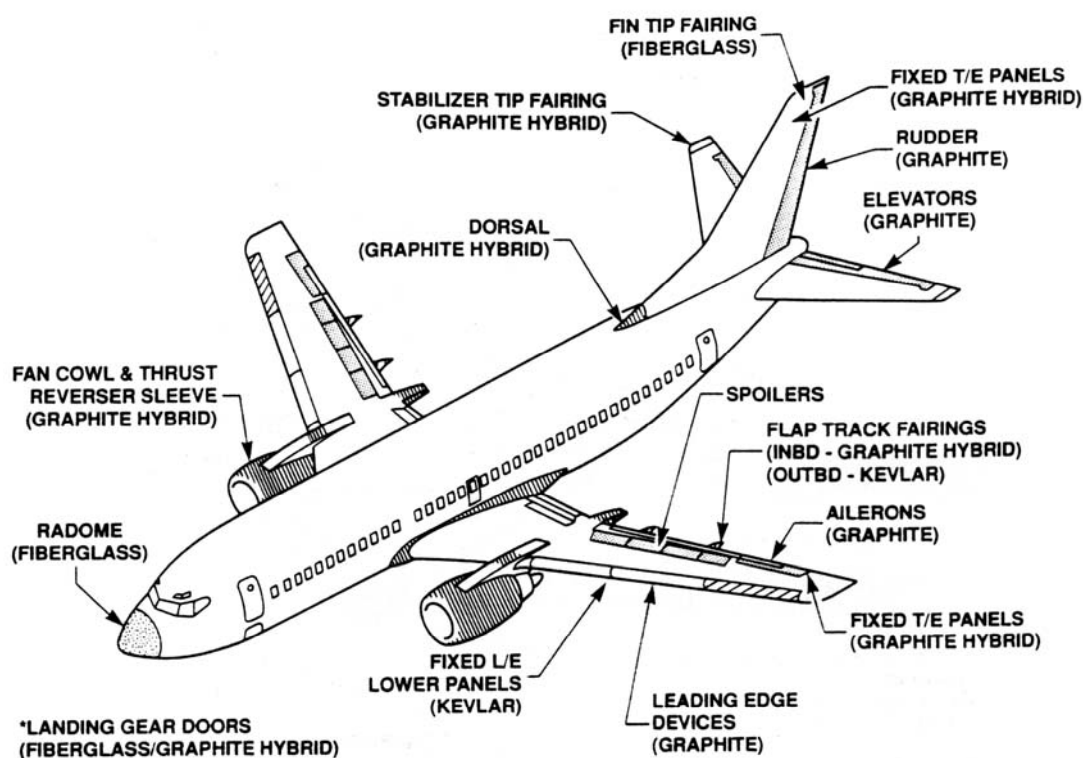


Figura 2-16: Diversas partes elaboradas con composites en el avión Boeing 727

La disminución total de peso es de 450 kilos en un Airbus, lo cual permite acoger seis pasajeros adicionales. Una disminución de 100 kilos en la estructura de un cohete alarga su trayectoria en 100 kilómetros. Los materiales compuestos también tienen muy buena resistencia a la corrosión, lo cual reduce en consecuencia los gastos de mantenimiento: las palas de helicóptero de materiales compuestos hay que cambiarlas al cabo de varios meses de utilización y las de metal cada 50 horas.

Actualmente, las aplicaciones más comunes de materiales compuestos en las estructuras de aviación son para los pisos, canopis, superficie de las alas, cola y superficies de control. Sin embargo las superficies de material compuesto son usadas con una subestructura metálica, por ejemplo para superficies alares se usa miembros de aleaciones de aluminio para

componentes tales como costillas, pero también se usa miembros de aleación de titanio. Cuando se utiliza subestructuras metálicas, la superficie de material compuesto se une a estas mediante sujetadores metálicos, sean estos pernos, remaches o cualquier otro elemento similar. En helicópteros, como ya se ha indicado anteriormente, puede aplicarse en hojas de rotor y en el eje impulsor.

A continuación daremos varios ejemplos de compañías que utilizan los composites como materiales de fabricación en sus aeronaves:

2.5.1 AVIONES MILITARES

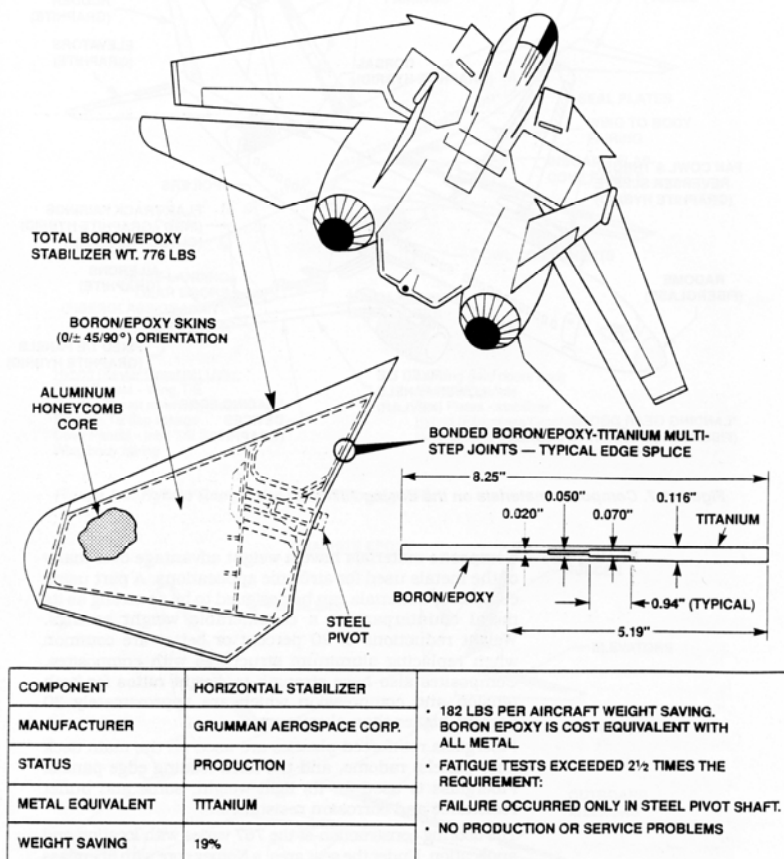


Figura 2-17: Estabilizador horizontal del F-14, primera unidad de producción en base a compuestos de boro

La aviación militar ha venido utilizando materiales composites durante mucho mayor tiempo que la aviación civil. Muchos aviones y helicópteros

militares son en la actualidad fabricados usando componentes hechos con composites. Solamente mencionaremos algunos de los ejemplos de aviones militares que se fabrican con esta tecnología.

2.5.1.1 Grumman X-29

Figura 2-18: Grumman X-29, configuración de ala de tipo “flecha inversa”

El diseño de la parte frontal del ala del Grumman X-29 requiere de una extraordinaria rigidez y gran resistencia a la torsión. Estas propiedades fueron alcanzadas empleando filamentos de carbono/grafito en una compleja configuración. En vuelo, las fuerzas aerodinámicas aplicadas al X-29 tienden a torcer hacia arriba el borde de ataque del ala. La orientación de las fibras limitan la torcedura y permiten que el ala regrese a su configuración original una vez que la carga ha desaparecido.

Si fuera hecho de aluminio convencional, el ala del X-29, no podría resistir el esfuerzo generado. Para proveer la adecuada resistencia, 156 capas de fibras son laminadas en conjunto, con cada capa laminar colocada con una diferente orientación. Esto produce un ala sumamente fuerte que tiene un perfil muy bajo. Es un ala muy delgada.

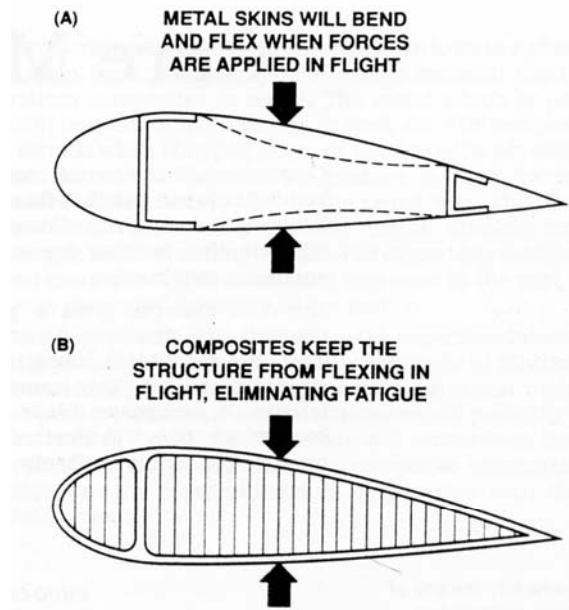


Figura 2-19: Ventaja de utilizar composites con núcleos livianos y resistentes, en vez de las tradicionales costillas y recubrimientos de aluminio

2.5.1.2 Acap

El objetivo del U.S. Army's Advanced Composites Airframe Program (Programa de Estructuras de Composites Avanzados), alcanzó un 22% de reducción en peso y un 17% de reducción en los costos de producción utilizando una estructura completa de composites en la construcción de los helicópteros del U.S. Army. Bajo el programa ACAP, la compañía Bell produjo helicópteros usando fibras de carbono/grafito para el techo delantero, mamparos, cubiertas del motor, armazón y vigas del casquete principal. El Kevlar fue usado en las láminas del fuselaje, y el revestimiento exterior. Un compuesto híbrido del carbono/grafito/kevlar fue utilizado para construir el canopy de nariz, aleta vertical, estabilizador horizontal, compartimento de combustible, mamparos de contención y pisos. La fibra de virio fue utilizada para el revestimiento de cola y el piso del helicóptero.

2.5.1.3 Av-8b Harrier

El AV-8B, más comúnmente conocido como el "Harrier", está hecho de 26% (en peso) de carbono grafito y materiales epóxicos. El Harrier fue el primer

avión militar con un ala completamente diseñada y construida con composites.

Figura 2-20: AV-8B HARRIER, vista del fuselaje y de la estructura interna.

Figura 2-21: AV-8B HARRIER despegando verticalmente.

2.5.1.4 Bombardero B-2

Figura 2-22: Bombardero B-2.

El bombardero de Avanzada Tecnología B-2, conocido como el “bombardeo Invisible”, está diseñado para no ser detectado por el radar. Se cree que la estructura y revestimiento del bombardero están hecho de fibras de carbono/grafito con matriz de resina epóxica para darle la forma.

Figura 2-23: Vista esquemática del bombardero B-2

2.5.1.5 V-22

El V-22 Osprey es el primer avión de motor de rotores reclinables. Este combina las capacidades de vuelo vertical del helicóptero con las altas eficiencias de velocidad de vuelo horizontal de los aviones de propulsión del turbohélice. La estructura del V-22 consiste en laminados de carbono/grafito con matrices epóxicas, su rotor de hélice está conformado por un composite de alta resistencia de fibra de vidrio.

Figura 2-24: El V-22 Osprey es el primer avión de motor de rotores Reclinables.

2.5.2 AVIONES COMERCIALES DE TRANSPORTE DE CARGA O PASAJEROS

2.5.2.1 LOCKHEED L-1011

Lockheed utiliza composites en el L-1011, 1300 lbs. de fibra de vidrio para los alerones, estabilizador vertical y bordes de ataque de las alas entre otros. Lockheed tuvo éxito reconociendo un sustancial ahorro de peso en el L-1011 usando composites para la fabricación de la aleta vertical. Las partes hechas de composites, redujeron el peso del avión en un 28% en comparación con sus contrapartes hechas de metal. El ahorro de costos se alcanzó disminuyendo el número de costillas, sujetadores, pernos, etc.

Figura 2-25: Lockheed utiliza composites en el L-1011.

2.5.2.2 Boeing

El uso de composites por Boeing en el pasado, ha sido principalmente en la construcción de alerones, elevadores, rudders y spoilers. En la actualidad, Boeing está usando carbono/grafito, kevlar y mezclas híbridas para la mayoría de sus nuevas aplicaciones. Boeing fue la primera en usar un spoiler hecho de fibra de carbono y la primera en usar Nomex® honeycomb en sus aviones.

2.5.2.3 Boeing 757

El Boeing 757 usa composites en casi la totalidad de sus componentes estructurales secundarios y ha incrementado su eficiencia de combustible drásticamente. Compuesto de grafito/epóxico son utilizados en las superficies de control primarias y en spoilers. Híbridos de Grafito/Kevlar® son usados en los paneles de acceso, compuertas del tren de aterrizaje, carenados de alas y fuselaje, carenados del motor, etc. El 757 tiene un ahorro de 1000 lbs. en peso por avión gracias al uso de composites avanzados en su construcción.

2.5.2.4 Boeing 737

El Boeing 737 usa aproximadamente 1500 lbs. de composites, lo que conlleva a un ahorro en peso de aproximadamente 600 lbs. cuando se lo compara con un avión construido con materiales metálicos convencionales. Compuestos de Grafito, carbono, kevlar, fibra de vidrio, e híbridos de estos materiales son utilizados en la construcción de las superficies secundarias de control de vuelo, carenados, compuertas de tren de aterrizaje y paneles interiores.

2.5.2.5 Boeing 767

Los materiales compuestos tienen gran ventaja en peso sobre muchos de los metales usados para la fabricación de estructuras en aviones. A parte de que los composites pueden ser diseñados tan resistentes como sus Reducciones en peso del 20% o más son comunes cuando se reemplazan estructuras de aluminio con composites. Los composites también poseen una gran relación peso – resistencia, tanto para la tracción como para la compresión, los mismos que son aproximadamente 30% mayores al aluminio.

Figura 2-26: Vista interior de la cabina de pasajeros del Boeing 767

Los plásticos reforzados con fibra de vidrio son usados en la mayoría de los pisos de cabinas, domos de protección de radar, etc. La fibra de vidrio es preferida también por su bajo peso, resistencia a las vibraciones, aislante sonoro y su gran resistencia a la corrosión.

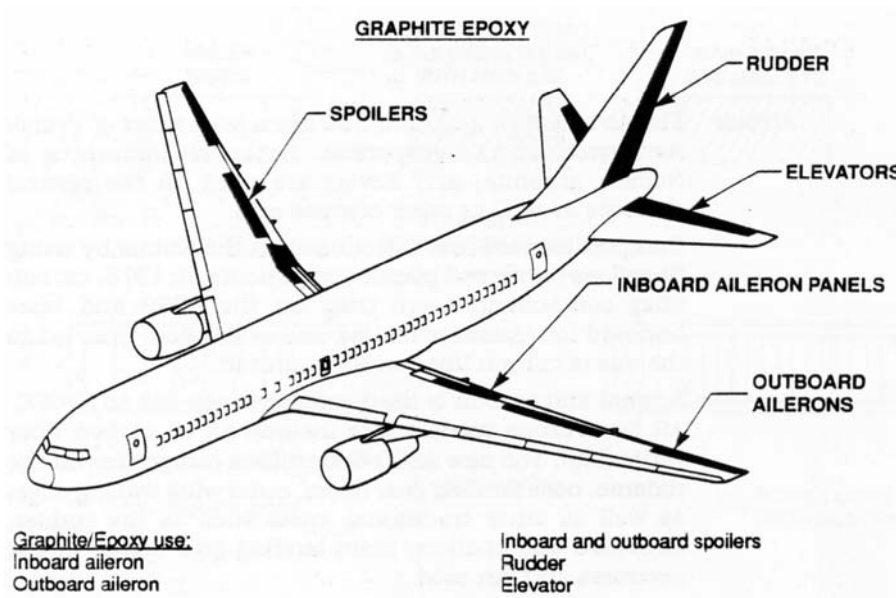


Figura 2-27: Compuestos de Grafito/Epoxico utilizados en el Boeing 767

La construcción del piso del 767 varía dependiendo de su utilización y ubicación. Bajo el área de los asientos, un núcleo de Nomex con refuerzos plásticos de fibra de vidrio es utilizada como revestimiento, para los

pasadillos y galerías principales, se núcleos de Nomex de alta densidad, de igual forma, con revestimientos de fibra de vidrio. Estos pisos son altamente resistentes a la corrosión los mismos que han sido instalados en áreas de ingreso a la aeronave, pasadizos principales y baños. Los paneles del piso son reemplazables, sin la necesidad de remover componentes principales.

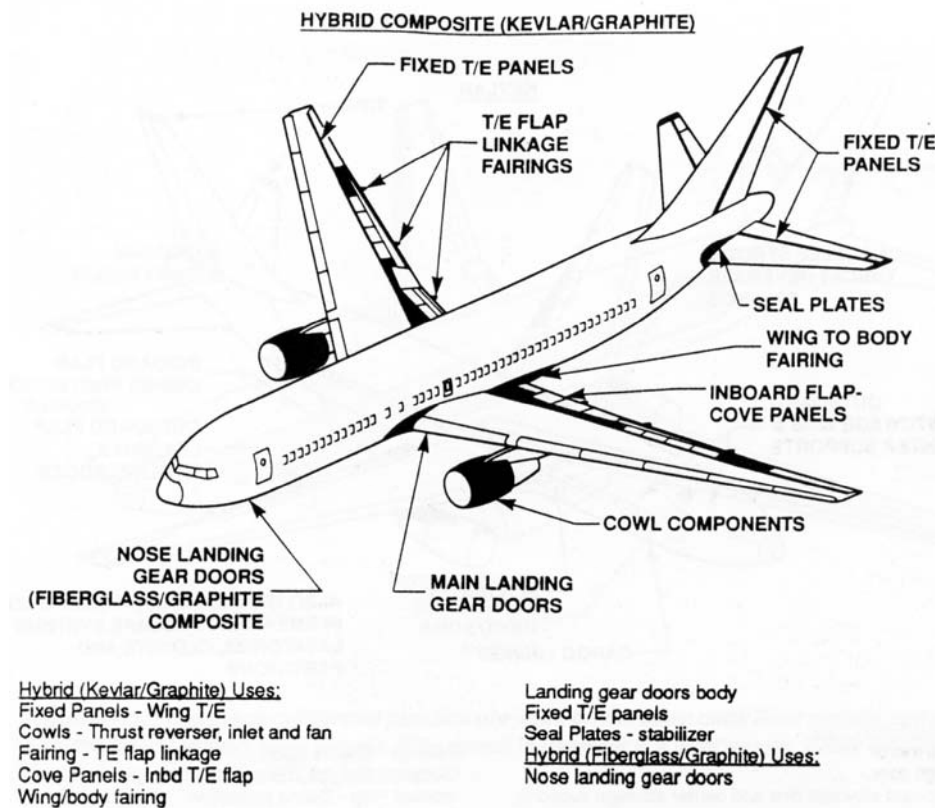


Figura 2-28: Compuestos híbridos usados en el Boeing 767

2.5.2.6 Airbus

El Airbus 300, 310 y 320 son el resultado de un esfuerzo conjunto entre la *British Aerospace* y *Aerospatiale*. Grandes cantidades de Nomex, grafito, kevlar y carbono son utilizadas en las superficies de control, así como en varios otros componentes.

El uso de materiales compuestos fue introducido por primera vez en Airbus usando fibra de vidrio reforzada en 1978, componentes de fibra de carbono

se utilizaron en el A399 y posteriormente fueron removidos para mayores ensayos y pruebas de resistencia. Finalmente, esto condujo al uso de componentes hechos de fibra de carbono en el avión.

Figura 2-29: Airbus 380, proyectado para el año 2010

Fibras Aramidas y de carbono fueron usadas ampliamente en la construcción del A310-200. Todos los nuevos modelos de Airbus, en la actualidad, incluyen la aleta vertical completamente hecha de fibra de carbono. Los nuevos modelos A300-600 utilizan composites en el domo de protección del radar, compuertas del tren de aterrizaje, borde de salida del ala, así como en otras áreas como son: el rudder, frenos aerodinámicos y spoilers, compuertas de acceso del tren principal, empuje, reversas y carenajes del fan.

2.5.2.7 Helicópteros

El helicóptero Sikorsky S-76 usa matrices del tipo termoendurecibles alrededor de grandes cantidades de láminas de Kevlar y honeycomb Kevlar. Esto conserva el peso mientras que se provee un efectivo reducimiento de vibración. El 60% del total de la estructura es considerado como con núcleo de honeycomb y es considerado como un rotor sin cojinetes.

Kevlar 49 es usado y reduce aproximadamente el 30% en peso de la estructura del S-76. La primera producción en línea del S-76 fue entregada en febrero de 1979.

Figura 2-30: Helicóptero Sikorsky S-76, en proceso de construcción

El Sikorsky UH-60, más comúnmente conocido como el Blackhawk, usa 400 Lbs. de Kevlar/carbono. Posee un fuselaje trasero hecho de composites, así como las palas del rotor principal.

El rotor principal del helicóptero Bell 222 está hecho de fibra de vidrio/Nomex.

En el CH-53 Super Stallion, una reducción en sus costos de fabricación del 40%, ha sido posible al emplear piezas elaboradas de composites. Aproximadamente 10000 pernos fueron eliminados usando materiales compuestos.

2.6.1 TIPOS DE MATERIALES COMPUESTOS UTILIZADOS EN APLICACIONES AERONÁUTICAS

Los primeros materiales compuestos en ser usados en el campo aeronáutico, fueron los compuestos de fibra de vidrio. En el año 1944, un avión Vultee BT-15 de entrenamiento fue construido y voló con la superficie de la parte posterior de su fuselaje construida de paneles tipo sánduche de

fibra de vidrio, cuyo núcleo estaba hecho de madera de balsa. Con el paso de los años de han venido introduciendo nuevos materiales que se trabajan generalmente sobre base epóxica.

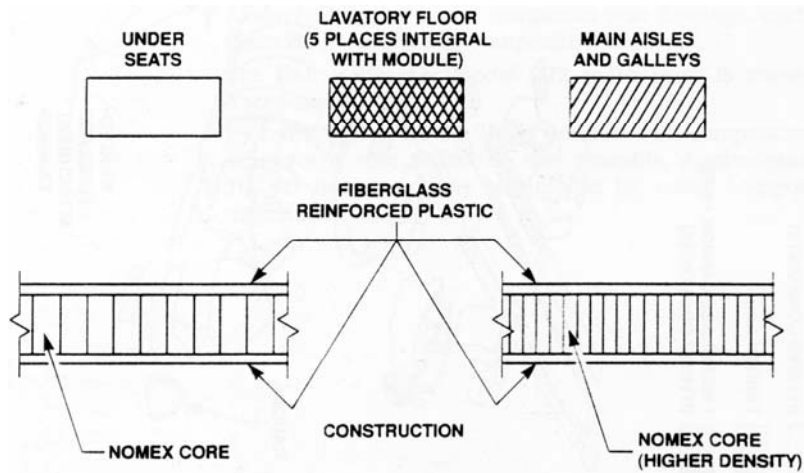


Figura 2-31: Construcciones de tipo "sánduche", con núcleo de Nómex®

Actualmente se encuentran en vías de investigación y desarrollo un mayor número de fibras y materiales compuestos de grandes prestaciones mecánicas para una gran variedad de posibles aplicaciones aeronáuticas. Un área específica de estas investigaciones tiene que ver con el desarrollo de composites con matrices de tipo metálico para ser utilizados en la fabricación de componentes de turbinas de reacción para aviones y cohetes. Por ejemplo, compuestos del tipo boro/ aluminio (fibras de boro en una matriz de aleación de aluminio), están siendo estudiados para la elaboración de alabes en motores tipo turbofan.

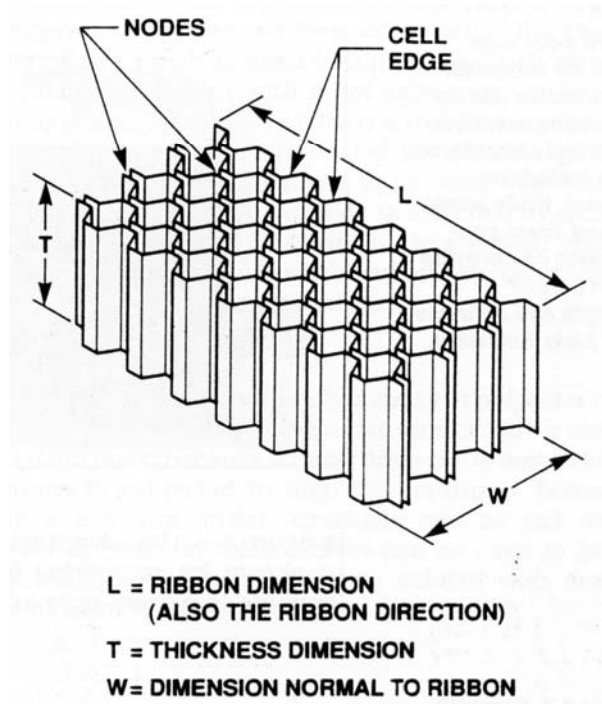


Figura 2-32: Núcleo del tipo "Honeycomb"

Para la elaboración de los alabes empleados en sitios en donde se genera altísimas temperaturas, como las cámaras de combustión de las turbinas de motores a reacción, hay un gran interés en compuestos de superaleaciones de tungsteno.

Figura 2-33: Honeycomb extendido

Los composites basados en fibras discontinuas, dicho de otra forma, partículas comprimidas y puestas en una matriz de otro tipo de material, están siendo objeto de especial atención en el estudio de sus propiedades. (El más común y familiar de este tipo de compuestos es el concreto, en donde partículas de piedra son compactadas en una matriz de cemento. El concreto reforzado, es a su vez, un material compuesto. La semejanza con los composites que estudiamos, es que los refuerzos del concreto, a manera de fibras, vienen a ser las varillas de hierro que van dentro de la matriz de cemento). También existe interés en los compuestos de fibra corta (whiskers), en donde el refuerzo es dado por fibras muy pequeñas de tipo cristalino.

A continuación presentamos un ejemplo de los materiales utilizados en diversos tipos de aviones, y las piezas elaboradas con dichos materiales en cada uno de ellos.

Cuadro 2-2: Distintas partes de aviones manufacturadas con composites

AERONAVE	COMPOSITE	APLICACIÓN
F-14	B/Ep	Revestimiento horizontal de cola.
F-15	B/Ep B/Ep Gr/Ep	Revestimiento horizontal de cola. Revestimiento horizontal de cola. Speed brake. (freno aerodinámico)
F-16	Gr/Ep Gr/Ep Gr/Ep	Revestimiento horizontal de cola. Revestimiento vertical de cola. Superficies de control de vuelo.
F/A-18	Gr/Ep Gr/Ep Gr/Ep Gr/Ep Gr/Ep	Recubrimiento de ala Revestimiento horizontal de cola. Revestimiento vertical de cola. Superficies de control de vuelo, speed brake Compuerta de recubrimiento de aviónica
AV-8B	Gr/Ep Gr/Ep Gr/Ep Gr/Ep	Recubrimiento y subestructura principal de ala. Revestimiento horizontal de cola. Fuselaje delantero. Superficies de control de vuelo
BOEING 757 & 767	Gr/Ep Ar-Gr/Ep	Superficies de control de vuelo. Puertas de tren de aterrizaje, carenados
LEAR FAN 2100	Gr/Ep	Prácticamente toda su estructura

2.7 METODOLOGÍA DE SELECCIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS

La selección de un material compuesto para elaborar un componente de un conjunto se inicia con la armonización de los requisitos del componente, las capacidades de manufactura y las características de los materiales disponibles de los proveedores. Los requisitos de los componentes incluyen su tamaño, forma, peso, acabado, costo, volumen, ambiente, cargas, rendimiento, ajuste, función, calidad y posibilidad de reparación. Las capacidades de manufactura se centran en el espacio, instalaciones, equipo y mano de obra para la fabricación; la pericia técnica en cuanto a diseño, análisis, ensayos y procesos; el control de calidad, la administración de los materiales, las especificaciones y las políticas de aprovisionamiento. Las características de los materiales de los proveedores incluyen las propiedades, dimensiones y rendimiento de los materiales más modernos; tiempo de entrega y costo; nivel de calidad y procesos generales de manufactura. El ingeniero de diseño debe combinar todo lo anterior en un diseño de sistema de materiales que permita producir el componente con el rendimiento, calidad, posibilidad de reparación, costo y peso deseados dentro de un plazo competitivo.

Puesto que el rendimiento de los plásticos reforzados y materiales compuestos está limitado por el rendimiento de la matriz, la selección del material compuesto se reduce fundamentalmente a la elección de la mejor matriz plástica. Las guías de la sección anterior son aplicables a las etapas conceptuales y de formulación. En la etapa de detalle, es necesario calificar los diversos materiales en función de los requisitos de diseño y de conformidad con los productos que se obtienen de ellos. Analizaremos dos métodos de evaluación de los materiales: uno basado simplemente en los requisitos de diseño o de servicio, y el otro, en un método más detallado que incluye, entre otros aspectos, la manufacturabilidad. La disponibilidad y la apariencia visual del producto o material compuesto, con el propósito de hacer posible una decisión más objetiva.

Cuadro 2-3: Calificaciones de las propiedades de diseño de algunos polímeros termoplásticos

(1: El más deseable; 6: el menos deseable; **números grandes**: familias de plásticos; **números pequeños**: plásticos dentro de un grupo)

G/R Grupos de resinas	Criterios de diseño		Resistencia mecánica y rigidez	Tenacidad	Resistencia térmica de corto plazo	Resistencia térmica de largo plazo	Resistencia ambiental	Precisión dimensional en el moldeo	Estabilidad dimensional	Propiedades de desgaste y de fricción		Costo
Estirénicos												
ABS	2	1	1	1	1	1	1	3	2	3	3	3
SAN	1	2	2	2	2	2	2	1	1	1	2	2
Poliestireno	3	3	3	3	3	3	3	2	3	2	2	1
Olefínicos												
Poliétileno	2	2	2	2	2	2	2	1	1	2	3	1
Polipropileno	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	3	2
Otras resinas cristalinas												
Nailons												
6	2	2	2	2	2	2	2	1	4	3	1	1
6/6	1	3	1	1	1	1	4	2	1	2	2	2
6/10, 6/12	3	1	3	3	3	3	3	2	2	3	3	4
Poliéster	4	4	2	1	4	4	2	2	1	4	2	1
Poliacetal	5	5	5	2	2	2	1	3	2	1	1	3
Arlatos												
PPO modificado	4	3	4	4	4	4	3	4	4	4	1	1
Policarbonato	2	1	3	3	3	3	4	1	3	3	2	2
Polisulfona	2	2	2	2	2	2	2	2	2	1	3	3
Polietersulfona	1	3	1	1	1	1	1	3	1	2	4	4
Resinas de alta temp.												
PPS	1	2	2	2	2	2	1	1	2	2	4	1
Poliamida-imida	2	1	1	1	1	1	2	2	1	1	1	2
Fluorocarbonos												
FEP	2	1	2	2	2	2	1	2	2	1	1	2
ETPE	1	2	1	1	1	1	2	1	1	2	1	1

Cuadro 2-4: Hoja de trabajo para la selección de una resina de matriz termoplástica

Características de los materiales	Resistencia mecánica y rigidez	Tenacidad	Resistencia térmica de largo plazo	Resistencia ambiental	Precisión dimensional en el moldeo	Estabilidad dimensional	Propiedades de desgaste y de fricción	Subtotal de puntos	Costo	Total del puntos
<p>Criterios de diseño</p> <p>Grupos de resinas</p>										
<p>Estirenicos</p> <p>ABS</p> <p>SAH</p> <p>Poliestireno</p> <p>Olefinas</p> <p>Poliétileno</p> <p>Polipropileno</p>										
<p>Otras resinas</p> <p>cristalinas</p> <p>Halógenos</p> <p>6</p> <p>6/6</p> <p>6/10, 6/12</p> <p>Poliéster</p> <p>Poliacetal</p>										
<p>Aurilatos</p> <p>PPQ modificado</p> <p>Policarbonato</p> <p>Polisulfona</p> <p>Polietersulfona</p>										
<p>Resinas de alta temperatura</p> <p>PPS</p> <p>Poliimida - imida</p>										
<p>Fluorocarbonatos</p> <p>EEP</p> <p>ETEE</p>										

2.7.1 SELECCIÓN CON BASE EN LOS REQUISITOS DESERVICIO

La selección final del material se hace, por ejemplo, a partir de una tabla de calificaciones relativas de las propiedades de las matrices de plásticos reforzados con fibra de vidrio, como el cuadro 2.4. Por lo regular, las calificaciones relativas como las del cuadro 2.4 son aportadas por los proveedores de materiales, y las de estos cuadros corresponden a la ICI-LNP. En la columna de la izquierda se listan algunas de las matrices plásticas, y se califica cada una de las propiedades, como resistencia mecánica y rigidez, tenacidad, etc., que se utilizan como criterios de diseño. Los números grandes corresponden a las calificaciones entre familias o clases de plásticos, como estirénicos, olefínicos, nailons, etc.; los números pequeños, a las calificaciones entre los miembros de una familia. La calificación más deseable es de uno, y la menos deseable, de seis.

Después, utilizando como hoja de trabajo un cuadro en blanco como la que se muestra en el cuadro 2.5, se lleva a cabo la selección como sigue:

1. En la fila de "Criterios de diseño", crúcense las propiedades del material (columnas) que la pieza o componente por elaborar debe tener.
- 3 Para cada una de las propiedades (columnas) seleccionadas, transfíranse los números grandes en negritas tomados de la tabla de calificaciones (cuadro 2.4) a la hoja de trabajo. Por ejemplo, si se requiere resistencia mecánica y rigidez, entonces se transfieren los números grandes 3,5, 1, 3, 2 y 6 de el cuadro 2.4 a el cuadro 2.5, en la columna correspondiente a "resistencia y rigidez", en orden descendente.
3. Súmense los números grandes de cada fila (correspondientes a cada grupo de plásticos) para encontrar el grupo con el subtotal de menos puntos, que es el mejor para la aplicación dada con base en el

rendimiento.

4. Súmese el factor de costo e identifíquese el grupo con menos puntos en total; éste es el mejor para la aplicación con base en el costo y el rendimiento.
5. Una vez seleccionado el grupo, se repite el procedimiento para los plásticos del grupo, a fin de identificar el material con el menor número total de puntos, que será el mejor para la aplicación con base en el costo y el rendimiento.

2.7.2 MÉTODO MÁS DETALLADO DE SELECCIÓN.

Un método más detallado para seleccionar la matriz plástica es un proceso en dos etapas que se ilustra mediante los cuadros 2.6 y 2.7.

Con el cuadro 2.6, la primera etapa consiste en evaluar cada material con base en las propiedades reseñadas en la primera columna. A las propiedades (parámetros de selección) de cada material propuesto se le asigna una calificación del 1 al 10, de las cuales el 10 es la calificación más alta e ideal. Una calificación de cero significa que la propiedad es inaceptable. En contraste con el modelo simple, se califican todas las propiedades aunque no constituyan alguno de los requisitos de diseño principales. Un material ideal tendrá un total de 100 puntos en la columna de "calificación evaluatoria", correspondientes a las diez propiedades de la lista. También se asigna una calificación de prioridad, del 1 al 10, a la importancia de cada una de las propiedades para una aplicación específica. Se obtiene un promedio de las calificaciones de prioridad; para el ejemplo del cuadro 2.6, la media es de 8.0. Esta calificación media de prioridad, multiplicada por el total de 100 que corresponde al material ideal, representa los puntos máximos susceptibles de obtenerse para la aplicación. Se obtiene el total de puntos de cada material multiplicando la calificación de cada propiedad por su calificación de prioridad, para después sumar todos los productos y obtener el total de puntos. La suma se divide entre la categoría total máxima para obtener una categoría porcentual.

Cuadro 2-3: Evaluación de un material en base a sus propiedades

PARÁMETROS DE SELECCIÓN DEL MATERIAL	CALIFICACIÓN EVALUATORIA (1 – 10)	x	FACTOR DE PRIORIDAD (1 – 10)	= CALIFICACIÓN TOTAL
Resistencia a la temperatura ambiental	0 (b)		10	0
Resistencia a la compresión a la temperatura	2 (c)		10	20
Módulos elástico, de tensión y de compresión	2 (c)		10	20
Densidad	10 (c)		10	100
Conductividad térmica	5		5	25
Coefficiente de expansión térmica	10		5	50
Calor específico	10		5	50
Temperatura de servicio	0 (b)		10	0
Resistividad volumétrica	5		5	25
Constante dieléctrica a la temperatura	10 (c)		10	100
Puntuación				

a) el valor mínimo requerido de la propiedad debe estar disponible para se aceptable. b) Inaceptable. c) Aceptable d) Material inaceptable porque su resistencia a la tensión, su temperatura de servicio no satisfacen los valores mínimos requeridos

En casi todos los procesos de selección, se evalúan simultáneamente al menos 10 materiales. El mejor material es el que tiene el mayor número de puntos en las 10 propiedades y satisface todos los requisitos mínimos. Sin embargo, una buena meta para la selección es que el material alcance el 90 por ciento de la calificación evaluatoria del material ideal y de la categoría total máxima, y que ninguna de sus calificaciones sea de cero en el cuadro. En el ejemplo que se ilustra en el cuadro 2.6, cuatro de las propiedades, resistencia a la tensión, densidad, coeficiente de expansión térmica y constante dieléctrica, tenían valores mínimos requeridos que era necesario alcanzar. Vemos que los requisitos de resistencia a la tensión y de temperatura de servicio no se

cumplen, por lo que se les asignan calificaciones de cero; estas calificaciones obligan a rechazar automáticamente este material.

Cuadro 2-4: Evaluación de un material en base a sus propiedades

PARÁMETROS DE SELECCIÓN DEL MATERIAL	CALIFICACIÓN EVALUATORIA (1 – 10)	x	FACTOR DE PRIORIDAD (1 – 10)	= CALIFICACIÓN TOTAL
Buena apariencia visual				
Compatibilidad en el ensamble de materiales				
Facilidad de fabricación, buen ritmo de producción				
Poco peso / forma compacta				
Costo reducido				
Buena calidad				
Facilidad de mantenimiento				
Buenas propiedades mecánicas				
Disponibilidad de instalaciones de proceso				
Disponibilidad del material				
Puntuación				
a) Es necesario considerar otros materiales para satisfacer los requisitos del componente				

Los materiales potenciales con los puntos y porcentajes más altos después de la evaluación de sus propiedades se evalúan nuevamente con arreglo al cuadro 2.7. Los parámetros de selección de este cuadro son parte del proceso de decisión gerencial en la selección de materiales con base en la fabricabilidad y en el rendimiento del componente. Los factores de fabricabilidad incluyen la disponibilidad de instalaciones y equipo, la de materiales potenciales para satisfacer las cantidades y programas de producción, la facilidad de fabricación a un ritmo de producción acorde con un plan o programa de ventas, y el cumplimiento de los requisitos de control

de calidad, incluso la apariencia visual, con tasas reducidas de rechazo. Los objetivos de diseño y gerenciales encaminados a una producción satisfactoria y de largo plazo se basan en el rendimiento del componente, que incluye poco peso y forma compacta, compatibilidad en el montaje, bajo costo neto (incluyendo los cargos por trabajo con herramientas y montaje de instalaciones), facilidad de mantenimiento con largos periodos medios entre fallas y excelente comportamiento en la aplicación del cliente.

Al igual que en el caso del cuadro 2.6, el cuadro 2.7 se aplica a cada material potencial, el cual se evalúa (con 4 calificación del 1 al 10) en términos de cada uno de los parámetros de selección y asignando a cada parámetro 5 una clasificación de prioridad. Los criterios de selección son los mismos que los aplicados en el cuadro 2.6, y vemos que el material calificado como ejemplo en el cuadro 2.7 será rechazado porque tiene una calificación de cero, y tanto la evaluación como la clasificación porcentual total son inferiores al 90 por ciento. Por tanto, es necesario considerar otros materiales.

CAPITULO 3

MECÁNICA DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

3.1 CONSTANTES ELÁSTICAS

3.1.1 INTRODUCCIÓN A LA MECÁNICA DE MATERIALES

Desde la óptica de los materiales isotrópicos, los materiales complejos aparecen, sólo a primera vista, innecesariamente complicados. Lo mismo sucede con los métodos de cálculo, que difieren de los clásicos y conocidos métodos anteriores.

Los materiales de fibras son ya, desde un punto de vista teórico, materiales de construcción ideales. Constituyen frecuentemente estructuras cristalinas o semicristalinas que son tenaces, rígidas y resistentes a altas temperaturas y medios agresivos. En el caso del fallo bajo carga de una fibra defectuosa, las demás fibras "libres de defectos" pueden soportar la baja carga unitaria adicional.

Las fibras en manojo suelto son, ciertamente, poco aprovechables para propósitos constructivos. Deben ser incorporadas a una matriz, que las fije en una posición y las proteja, además, de agresiones externas.

El modelo simple usado en el siguiente análisis es una simple capa unidireccional o lamina, como se muestra en la Figura 3.1. Nótese que el elemento representativo de volumen es de espesor igual a la capa simple y que el elemento simplificado será usado para el siguiente análisis.

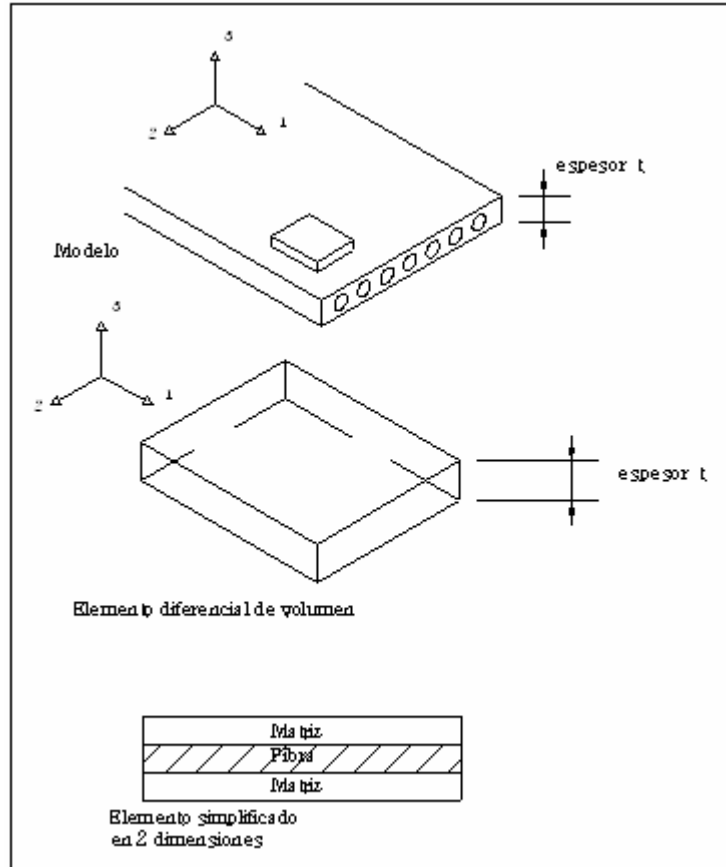


Figura 3-1: Modelo y volumen representativo de un plano singular unidireccional

E_1 , módulo de elasticidad longitudinal. El elemento representativo de volumen bajo un esfuerzo aplicado σ_1 se muestra en la Figura 3-2a. La deformación resultante ε_1 se asume como común tanto para la matriz como para la fibra. Las deformaciones de la fibra, la matriz y el compuesto son respectivamente ε_f , ε_m , y ε_1 . Si tomamos E_f y E_m como el módulo de elasticidad de la fibra y la matriz respectivamente, tenemos:

$$\sigma_f = E_f \varepsilon_1 \quad ; \quad \sigma_m = E_m \varepsilon_1 \quad ; \quad \sigma_1 = E_1 \varepsilon_1 \quad (\text{Ecuación 3-1})$$

El esfuerzo aplicado actúa sobre un área transversal A , la cual consiste de un área A_f que es el área de la sección transversal de la fibra y A_m , que es el área de la sección transversal de la matriz. Debido a que las fibras y la matriz soportan la carga paralelamente:

$$\sigma_1 A = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m$$

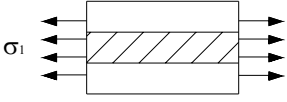
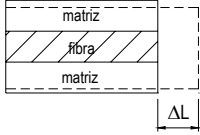
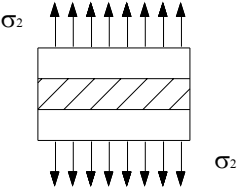
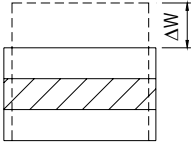
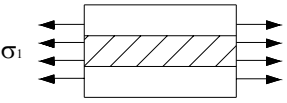
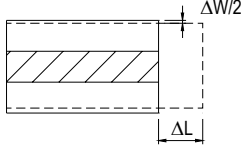
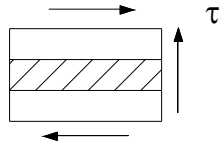
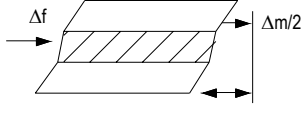
Esfuerzo aplicado	Deformación	Suposiciones
 <p>a. Determinación de E₁</p>		$\epsilon_1 = \epsilon_{1f} = \epsilon_{1m}$
 <p>b. Determinación de E₂</p>		$\sigma_2 = \sigma_{2f} = \sigma_{2m}$
 <p>c. Determinación de nu₁₂</p>		$\epsilon_1 = \epsilon_{1f} = \epsilon_{1m}$
 <p>d. Determinación de G₁₂</p>		$\tau = \tau_f = \tau_m$

Figura 3-2: Modelos para determinación de constantes elásticas

o también:

$$\sigma_1 = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m \quad \text{(Ecuación 3-2)}$$

Donde:

$V_f = A_f / A =$ fracción de volumen de fibra, y,

$V_m = A_m / A = 1 - V_f =$ fracción de volumen de la matriz.

Sustituyendo la ecuación (3.1) en la ecuación (3.2):

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m \quad \text{(Ecuación 3-3)}$$

A esta ecuación que se obtuvo se la conoce como **“regla de mezclas”**, relación que deja ver que la propiedad de los compuestos proviene de la suma de las propiedades de sus constituyentes.

E_2 , *módulo de elasticidad lateral (transversal)*. Como se muestra en la Figura 3-1b, la fibra y la matriz asumimos que actúan de modo tal que ambas soportan el mismo esfuerzo aplicado σ_2 . Las fuerzas transversales para la fibra, matriz y el compuesto son de este modo:

$$\varepsilon_f = \frac{\sigma_2}{E_f} \quad ; \quad \varepsilon_m = \frac{\sigma_2}{E_m} \quad ; \quad \varepsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_2} \quad \text{(Ecuación 3-4)}$$

Siendo el ancho del compuesto W , las deformaciones se dan de modo que:

$$\Delta W = \Delta W_f + \Delta W_m$$

o también:

$$\varepsilon_2 W = \varepsilon_f (V_f W) + \varepsilon_m (V_m W) \quad \text{(Ecuación 3-5)}$$

Sustituyendo la ecuación (3-4) en la ecuación (3-5):

$$\frac{1}{E_2} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m} \quad \text{(Ecuación 3-6)}$$

Resultados experimentales han dado una concordancia razonable con esta ecuación obtenida.

Algunas características importantes se obtienen de las ecuaciones (3-3) y (3-6). En compuestos de alto desempeño, el módulo de elasticidad de la fibra

es mucho mayor que el modulo de la resina, de tal modo, en el rango típico de fracción de volumen de fibra del 50% al 60%, la matriz tiene un bajo efecto en el modulo longitudinal E_1 , mientras que las fibras tienen un bajo efecto en el modulo transversal E_2 .

$$E_1 \approx E_f V_f \quad ; \quad E_2 \approx \frac{E_m}{V_m}$$

ν_{12} , Coeficiente de Poisson. Se lo define como:

$$\nu_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} \quad \text{(Ecuación 3-7)}$$

Donde el único esfuerzo aplicado es σ_1 .

La deformación transversal esta dada por:

$$\Delta W = \Delta W_f + \Delta W_m$$

o también:

$$\varepsilon_2 W = -\nu_f \varepsilon_1 (V_f W) - \nu_m \varepsilon_1 (V_m W) \quad \text{(Ecuación 3-8)}$$

Debido que las fibras y la matriz tienen iguales fuerzas en la dirección longitudinal:

$$\nu = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1}$$

Sustituyendo (3-7) en (3-8), obtenemos :

$$\nu_{12} = \nu_f V_f + \nu_m V_m \quad \text{(Ecuación 3-9)}$$

G_{12} , *Modulo de elasticidad en cortante*. Los esfuerzos cortantes y deformaciones resultantes del elemento representativo de volumen se muestran en la Figura 3-2d. Los esfuerzos cortantes que actúan sobre la fibra y la matriz se asumen iguales y el compuesto se asume que se deforma en la dirección del cortante.

La deformación total por cortante esta dada por:

$$\Delta = \gamma W$$

Donde γ es la deformación cortante del compuesto. La deformación viene dada por dos componentes aditivas, de modo que:

$$\Delta = \Delta_f + \Delta_m \quad \text{(Ecuación 3-10)}$$

o también:

$$\gamma W = \gamma_f (V_f W) + \gamma_m (V_m W) \quad \text{(Ecuación 3-11)}$$

Asumimos que los esfuerzos soportados son iguales:

$$\gamma_f = \frac{\tau}{G_f} \quad ; \quad \gamma_m = \frac{\tau}{G_m} \quad ; \quad \gamma = \frac{\tau}{G_{12}} \quad \text{(Ecuación 3-12)}$$

Sustituyendo (3-12) en (3-11), obtenemos:

$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{V_f}{G_f} + \frac{V_m}{G_m}$$

Debido a que G_m es mucho menor que G_f , el valor de G_m tiene mayor efecto en G_{12} .

3.1.2 MECÁNICA DEL MATERIAL Y ESFUERZOS

3.1.2.1 Estimación simple a la tracción

La combinación de los dos materiales produce en muchos casos la deseada mejora de una de las cualidades de la matriz, aunque, a veces, puede perjudicar otra.

En la asociación con las fibras se rebasa fuertemente el módulo de elasticidad de una matriz polimérica y el alargamiento a rotura retrocede al nivel de el de las fibras frágiles. Esto es aplicable para la consideración de las propiedades de la unión (más exactamente, del laminado) en la dirección de las fibras. Perpendicularmente a ésta, las cualidades del laminado pueden ser inferiores a las de cada uno de los componentes.

La causa de estas menguas corresponde, precisamente, al refuerzo con fibras de la matriz.

El análisis más simple de resistencia longitudinal a la tracción asume que todas las fibras se rompen al mismo nivel de esfuerzo, al mismo tiempo y en el mismo plano. A pesar de que esta suposición es altamente idealista, provee de un punto de partida para un análisis más real.

De acuerdo al modelo utilizado para determinar E_1 , las fibras y la matriz soportan fuerzas iguales. En sistemas avanzados de compuestos de matriz epóxica, la deformación a la rotura de las fibras, ε_f^u , es marcadamente menor que la de la matriz ε_m^u . De esta manera, las fibras fallarán primero, y la carga total será transferida a la matriz. Se pueden concebir dos modos de falla en el material compuesto, dependiendo de la fracción volumétrica de fibra. V_f .

Con una alta relación de V_f , la matriz sola no es capaz de soportar la carga total y se fractura inmediatamente después de la fractura de la fibra. De este

modo el esfuerzo queda dado por:

$$\sigma_1^u = \sigma_f^u V_f + \sigma_m' V_m$$

donde σ_f^u es el esfuerzo último de la fibra, y el σ_m' está definido como el esfuerzo que lleva la matriz al momento de la rotura de la fibra, como se puede ver en la Figura 3.4

Con una baja relación V_f , hay suficiente material en la matriz para llevar el total de la carga luego de la rotura de la fractura; el esfuerzo en el compuesto está dado por:

$$\sigma_1^u = \sigma_m^u V_m$$

Como se puede ver en la Figura 3-3, σ_1^u , está delineada como función de V_f y se puede ver fácilmente que el valor de V_f corresponde a un cambio en el modo de fractura, y está dado por:

$$V_f' = \frac{\sigma_m^u - \sigma_m'}{\sigma_f^u + \sigma_m^u - \sigma_m'} \quad \text{(Ecuación 3-13)}$$

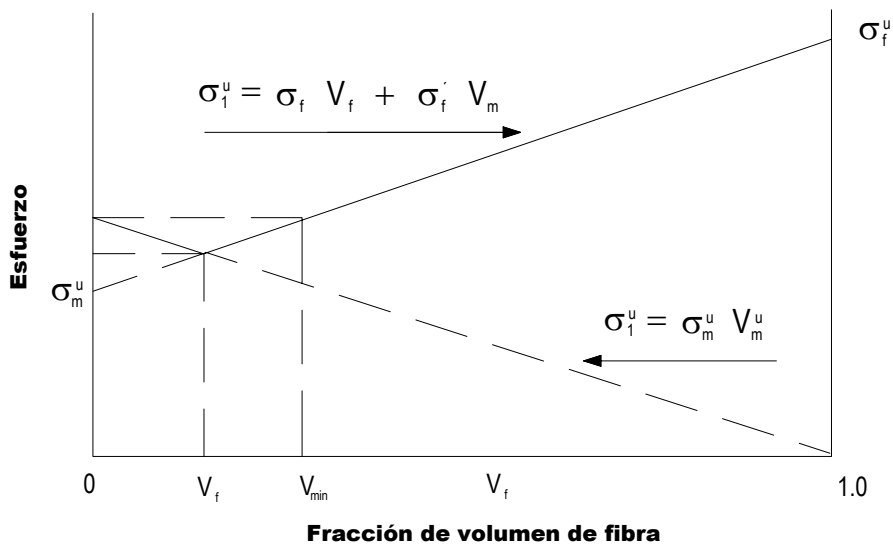


Figura 3-3: Regla de la mezcla, predicción de σ_1^u para $\epsilon_f^u < \epsilon_m^u$

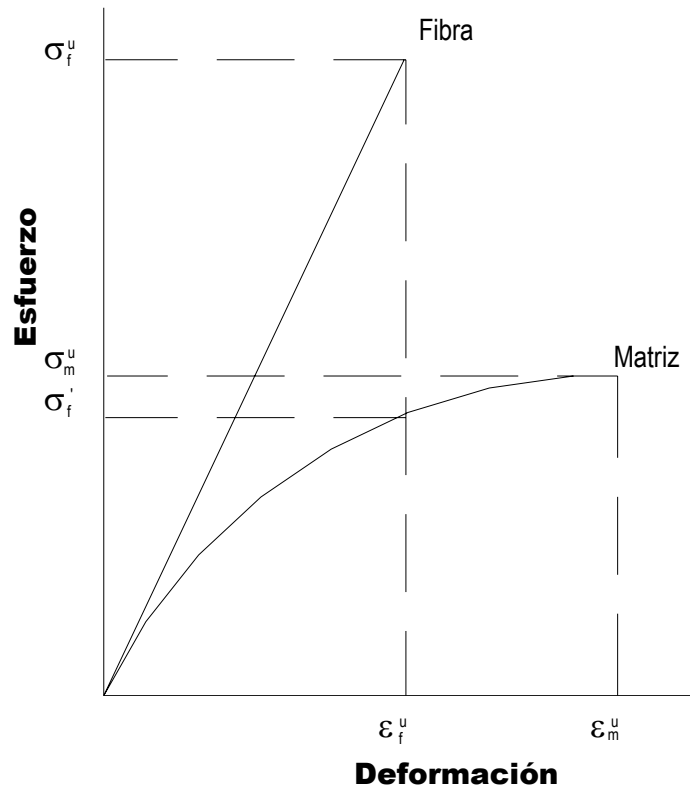


Figura 3-4: Curva esfuerzo - deformación para un material compuesto

Nótese también que hay una fracción mínima de volumen bajo la cual el esfuerzo del compuesto es menor que el esfuerzo inherente a la matriz:

$$V_{\min} = \frac{\sigma_m^u - \sigma_m'}{\sigma_f^u - \sigma_m'} \quad \text{(Ecuación 3-14)}$$

Para fibra de alto módulo y gran resistencia en matrices epóxicas relativamente débiles y de bajo módulo, σ_m' , V_f' , y V_{\min} , serán bastante pequeños.

Un tratamiento análogo puede ser aplicado a sistemas en los cuales la matriz falla primero, pero obviamente las características físicas de la fractura serán diferentes.

3.1.2.2 ESTIMACIÓN SIMPLE DE LA APROXIMACIÓN AL ESFUERZO DE COMPRESIÓN

El análisis previo relativo a fallas por tensión no se aplica al esfuerzo de compresión, debido a que las fibras no fallan por compresión simple. En vez de esto, falla por combamiento. Este comportamiento es bastante complicado, debido a que es dependiente de la presencia de esfuerzos residuales en la matriz causados por los diferentes coeficientes de expansión de la fibra y de la matriz.

Esto ha sido demostrado por ejemplo en la fibra de vidrio en matriz epóxica, la cual se combará luego del endurecimiento de la resina. Como es de esperarse, asumiendo que las fibras actúan como columnas circulares en una fundición elástica, la longitud de onda del combamiento incrementa con el diámetro de las fibras. Dos modos de combamiento pueden ser observados en la Figura 3-5:

- a) La manera cortante, en la que las fibras se comban con una misma fase, y,
- b) La manera extensional, en la que las fibras se comban de una manera desfasada

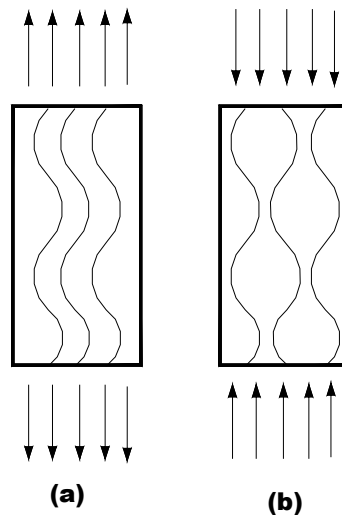


Figura 3-5: Modos de combamiento para compuestos unidireccionales en compresión.

El modo más deseable, es aquel que produzca la menor cantidad de energía de todo el sistema. En sistemas en que se dan ambos modos de combamiento, se producirá una mayor cantidad de energía que la que se produce en modos de combamiento puros.

El análisis de combamiento se basa en el método de la energía, en el cual el cambio en la energía de deformación en las fibras ΔU_f y de la matriz ΔU_m , así como el cambio del material compuesto desde el estado comprimido pero no combado, al estado combado, es igualado al trabajo ΔT realizado por las cargas externas.

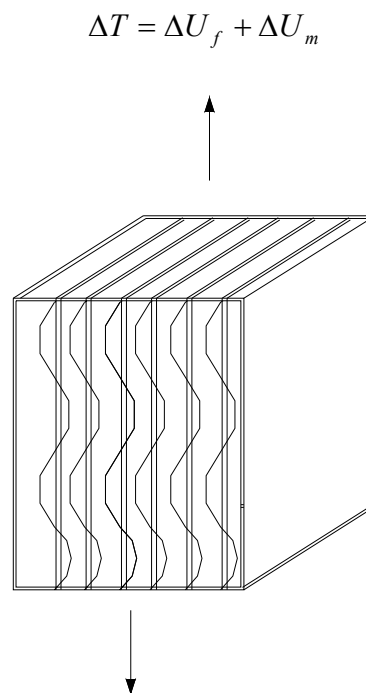


Figura 3-6: Modelo de combamiento, en donde las fibras se consideran como placas en vez de barras

En el modelo el compuesto es considerado bidimensional, las fibras están tratadas como placas normales al plano de la Figura 3-6 en vez de barras y el patrón de combamiento es asumido como sinusoidal. El esfuerzo resultante por combamiento para el modo extensional es:

$$\sigma_{C_{\max}} \cong 2V_f \left(\frac{V_f \cdot E_m \cdot E_f}{3(1-V_f)} \right)^{\frac{1}{2}}$$

Y para el modo cortante:

$$\sigma_{C_{\max}} = \frac{G_m}{1-V_f}$$

En el caso que V_f tienda a cero, $\sigma_{C_{\max}}$ para el modo extensional tiende a cero; pero si V_f tienda a uno, $\sigma_{C_{\max}}$ para el modo extensional se hace muy grande comparada con $\sigma_{C_{\max}}$ para el modo cortante. De este modo, es de esperar que el modo extensional sea aplicado solamente para V_f pequeños.

Una aproximación simple para predecir el comportamiento experimental en algunos casos es obtenida asumiendo que la falla ocurrirá cuando la matriz alcance su esfuerzo de fluencia σ_m^y . De este modo, al momento de la falla.

$$\sigma_{C_{\max}} = \sigma_f V_f + \sigma_m^y V_m$$

Donde el esfuerzo de las fibras σ_f esta dado por igualdad de deformaciones como:

$$\sigma_f = \sigma_m^y \frac{E_f}{E_m} = \varepsilon_m^y E_f$$

Tomando ε_m^y para una resina epóxica como 0.02 y $E_f = 70 \text{ GPa}$ para fibra de vidrio, resulta entonces:

$$\sigma_f = 0.02 * 70.[GPa] = 1.4[GPa]$$

Y de este modo, asumiendo un V_f del 60%:

$\sigma_C^u = \sigma_f V_f = 1.4 * 0.6 = 0.84 [GPa]$, (Ignorando la pequeña contribución de la matriz)

Este resultado concuerda razonablemente con valores típicos observados.

3.1.2.3 Esfuerzo en tensión aplicada fuera del eje

La falla en un material compuesto cuyas fibras están orientadas en determinada dirección y son unidireccionales puede ocurrir de uno de los siguientes modos:

- 1) Falla normal a las fibras, como ocurre con la tensión aplicada en la dirección de las fibras)
- 2) Falla paralela a las fibras
- 3) Falla por cortante de la matriz

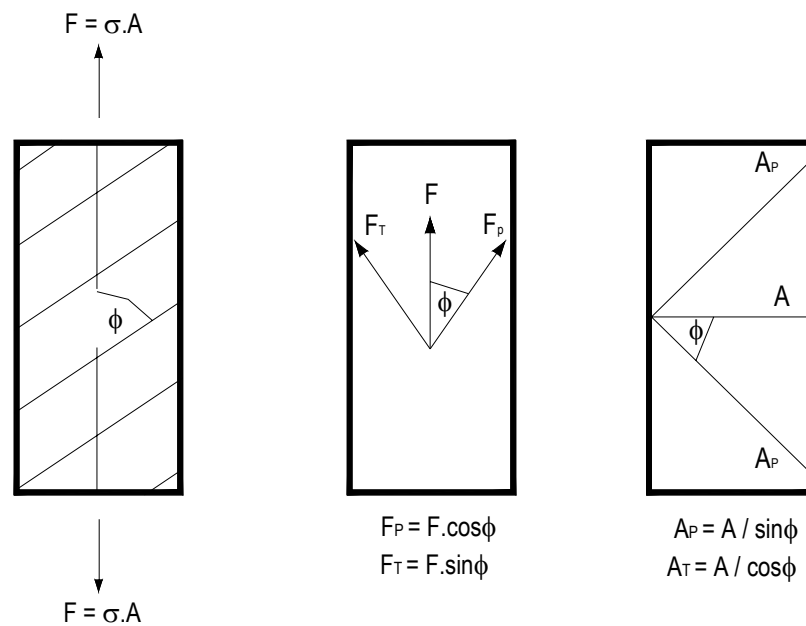


Figura 3-7: Resolución de fuerzas y áreas en tensiones fuera del eje.

Si las fibras hacen un ángulo ϕ con la dirección del esfuerzo de tensión σ aplicado, entonces como se observa en la Figura 3-7, los esfuerzos se darán por:

- Esfuerzo de tracción paralelo a las fibras: $\sigma_1 = \sigma \cdot \cos^2 \Phi$
- Esfuerzo de tracción normal a las fibras: $\sigma_2 = \sigma \cdot \text{sen}^2 \Phi$
- Esfuerzo cortante paralelo a las fibras: $\tau_{12} = \frac{1}{2} \sigma \cdot \text{sen}(2\Phi)$

Si σ_1'' , σ_2'' , y τ'' representan los esfuerzos del compuesto en tensión directa, $\Phi = 0^\circ$, tensión transversal, $\Phi = 90^\circ$ y cortante, $\Phi = 45^\circ$, respectivamente, el esfuerzo al momento de la fractura estará expresado por:

- *Modo 1:* $\sigma = \frac{\sigma_1''}{\cos^2 \Phi}$
- *Modo 2:* $\sigma = \frac{\sigma_2''}{\text{sen}^2 \Phi}$
- *Modo 3:* $\sigma = \frac{2\tau''}{\text{sen}(2\Phi)}$

Así, el modo de fractura cambia con Φ . A pesar de que estos resultados se adaptan bien para algunos sistemas y el modo de fractura observada es como se predice, la interacción de esfuerzos y la ocurrencia de modos mezclados de fractura no son tomadas en cuenta.

CAPITULO 4

SEGURIDAD AL TRABAJAR CON MATERIALES COMPUESTOS

4.1 DOCUMENTOS DE SEGURIDAD DE LOS MATERIALES

Cuando se trabaja con cualquier tipo de material compuesto, se deben observar las precauciones adecuadas para prevenir cualquier tipo de daño en el personal, en los elementos y herramientas de trabajo, y eventualmente, en el sitio de trabajo mismo. Muchos accidentes han ocurrido con los materiales compuestos debido a uso inadecuado o debido a su incorrecta manipulación.

Antes de trabajar con cualquier tipo de resina o de solvente, es necesario saber exactamente con qué tipo de material se está trabajando.

Se debe tener a la mano la “Hoja de Datos de Seguridad del Material” (MSDS, de sus sigla en inglés: Material Safety Data Sheet), siempre que se trabaje con cualquier tipo de resina o solvente. La MSDS contiene información vital acerca de precauciones de salud, flamabilidad del material, requerimientos de ventilación e información para los asistentes de salud en caso de accidente.

Las hojas MSDS deben ser almacenadas en un lugar seguro y de fácil acceso en el sitio de trabajo. Las resinas a emplearse vienen con sus respectivas instrucciones de mezcla y sus hojas MSDS.

Como técnicos o trabajadores, los operarios no van a estar directamente relacionados con las hojas MSDS. Cuando el material es entregado, estas deben colocarse en el sitio de almacenamiento de las herramientas, en la enfermería, o también pueden estar almacenadas en la oficina encargada de éstos materiales.

Debe establecerse como una norma que todos los materiales riesgosos que

sean utilizados en el taller, tengan sus hojas MSDS disponibles para la gente que trabaja con éstos materiales.

Cada técnico debe saber donde se encuentran éstas hojas. Si algún accidente llegara a ocurrir mientras se manipulan estos materiales, es muy importante que la persona afectada lleve consigo las hojas MSDS para entregarlas al doctor de turno. No se puede esperar que el doctor que lo atienda conozca todos los químicos con que se trabaja, pero si uno lleva consigo las hojas MSDS, el doctor sabrá con qué clase de material se ha sufrido el accidente y puede darle un tratamiento apropiado, y en la mayoría de los casos satisfactoriamente.

4.2 SEGURIDAD PERSONAL

4.2.1 PROTECCIÓN DE LA PIEL

Algunos materiales pueden causar reacciones alérgicas cuando tienen contacto con la piel. Algunas personas son más sensibles a estos materiales que otras. La manera más eficaz de proporcionar protección superficial con estos químicos es a través del uso de guantes de caucho. Estos guantes deben reemplazarse después de usados.

El uso de overoles o mandiles es recomendado para prevenir la contaminación de la ropa y el eventual contacto posterior con la piel. La ropa manchada en gran proporción con resinas epóxicas, debe ser desechada. Puede resultar muy irritante para la piel el que ropa manchada de resinas epóxicas se encuentren cerca de la misma.



Figura 4-1: La higiene personal y el cuidado en la manipulación de los materiales compuestos debe ser cuidadosa.

Quite que cualquiera salpicadura de la resina inmediatamente de su piel. Debe lavarse muy bien las manos antes y después del trabajo, antes de comer o fumar y antes de ponerse los guantes.

Siempre lave sus manos antes de usar el baño. Muchos de los químicos son cancerígenos potenciales y pueden causar una irritación seria en la piel.

Hay tipos especiales de limpiadores de la resina epóxica disponibles que eliminarán la resina de la piel. No use solventes excesivamente fuertes para limpiar la piel, ya que estos pueden resecaarla excesivamente y causarán reacciones alérgicas que pueden causar el descascaramiento de la piel. (una forma de dermatitis).

4.2.2 RESPIRACIÓN E INGESTIÓN

Al trabajar con cualquier resinas o solventes, se debe contar con una ventilación adecuada. Algunas resinas son altamente tóxicas, por lo que requieren que se trabaje con mascarillas protectoras cuando se trabaje con ellas. Sin embargo, una vez los químicos han sido mezclados, es a menudo necesario aplicar la resina en una área sin ventilación, o en sitios en los que

el operario se expone a los humos químicos. En los tales casos, es importante que se utilicen mascarillas protectoras que filtren el aire que se respira.

Una vez terminado el trabajo, mantenga los guantes, ropa o material que esté contaminado lejos de manos y/o boca. Algunos de estos materiales no tienen ningún antídoto conocido, y en caso de ser ingeridos, éstos pueden causar la muerte.

4.2.3 PROTECCIÓN DE OJOS Y CARA

Algunos de los solventes, y componentes de la matriz pueden causar ceguera permanente luego de pocos segundos de estar en contacto con los ojos. Las gafas de trabajo proveen una protección completa a los ojos contra golpes, salpicaduras químicas y polvo. Si llegara a salpicar sus ojos con cualquier tipo de resina o solvente, enjuague sus ojos inmediatamente, y busque la ayuda médica necesaria.



Figura 4-2: La OSHA ha aprobado que el lavado de los ojos es extremadamente necesario.

El uso de gafas de protección debe ser considerado incluso en casos en los que el operario use lentes. Han ocurrido accidentes muy serios con gente

que no ha tomado las precauciones necesarias, y en una forma seria. En caso de que cualquier sustancia extraña ingrese a sus ojos, no espere a que le brinden atención médica, actúe inmediatamente.



Figura 4-3: gafas de protección

Si la sustancia es dejada en los ojos por un tiempo prolongado, el daño puede ser muy severo. Algunos solventes, resinas o endurecedores pueden ocasionarle un ceguera permanente y definitiva. Los protectores para el rostro son una buena protección cuando se trabaja con resinas, sin embargo, si usted tiene un up-draft table, los protectores del rostro no debería ser utilizados. Up-draft tables, como su nombre lo indica, empuja las humaredas a través de un desfogue. Si el protector de cara es usado, estos vapores pueden ser empujados por debajo del protector facial y no tendrán por donde ser evacuado, lo que puede ocasionar problemas respiratorios.

PRECAUCIÓN: Los lentes de contacto plásticos pueden resquebrajarse con los vapores de las resinas o solventes. Se entiende por resquebrajadura cuando los éstos vapores al entrar en contacto con los lentes de contacto, ocasionándoles líneas blancas en su superficie. Se debe usar lentes si es posible. El uso de gafas protectoras es necesario

4.3 SOLVENTES: USO Y SEGURIDAD

Muchos tipos de solventes se usan cuando se trabaja con materiales compuestos, o cuando se los está reparando. Algunos de los solventes más comunes usados con los materiales compuestos incluyen:

MEK o Methyl – Ethyl – Keytone

Es usado para limpiar polvo, grasa y los moldes de los materiales compuestos.

Acetona

Es usado generalmente para la limpieza de herramientas, equipo, y finalmente para limpiar los materiales compuestos después de lijarlos.

Las siguientes recomendaciones de seguridad deberían seguirse con el uso de todo tipo de solventes y matrices:

- Todos los solventes son inflamables. NO SE DEBE FUMAR cuando los solventes están siendo utilizados. No use solventes en los sitios de lijado o esmerilado, las chispas podrían crear un riesgo potencial de fuego. No se debe tener solventes cerca, cuando se desenrollan rollos de materiales plásticos, ya que éstos pueden crear cargas eléctricas estáticas, generando chispas que pueden provocar un eventual incendio.
- Use los solventes mesuradamente, no lo vierta hacia la parte en la que lo va a utilizar. Una tela suave humedecida con el solvente es normalmente lo adecuado.
- Use los solventes en un área con una buena ventilación y evite la aspiración prolongada de los vapores que éstos emanan.
- Use guantes cuando esté trabajando con los solventes, para proteger la piel de las manos.
- Nunca use solventes para limpiar la piel. Existen limpiadores de materiales epóxicos que son mucho menos nocivos para la salud que los solventes comunes.

- Use gafas protectoras cuando se estén vertiendo solventes.
- Los solventes deben ser guardados en sus envases originales.

4.3.1 USO Y ALMACENAMIENTO DE LOS MATERIALES EMPLEADOS PARA MATRICES.

Lea las etiquetas de los recipientes sobre la información del manejo, almacenamiento, y precauciones de seguridad.

Siga todas las instrucciones de los fabricantes para mezclar los componentes. Si no se mezclan las resinas propiamente, no se alcanzará la máxima fuerza de secado. Deben pesarse adecuadamente los dos componentes del sistema de la resina para conseguir una mezcla apropiada. Una balanza puede usarse para mezclar la cantidad deseada. Algunas resinas y adhesivos pueden venir empaquetados de tal manera que cada paquete tiene la cantidad adecuada del componente, por lo que se puede realizar inmediatamente la mezcla del sistema.

2120 Epoxy Hardener

2 Hour Pot Life

This long pot life hardener extends working time on large-scale and complex projects. Suitable for vacuum bagging and laminating in hot climates. The 24-36 hour de-mold time can be reduced by increasing the cure temperature. The post-cured service temperature exceeds 200 degrees F.

Pot Life: 120 Minutes
 Mix Ratio By Weight: 100:27
 Mix Ratio By Volume: 3:1

BUY

CERTIFIED QUALITY

⚠️ ☠️ GHS

Figura 4-4: Instrucciones proporcionadas por los proveedores de los materiales.

Mantenga las resinas almacenadas a una temperatura adecuada. Algunas de éstas requieren temperaturas especiales de almacenamiento. Las más comunes son:

- Temperatura ambiental de almacenamiento de 23° a 27° C
- Refrigeración de aproximadamente 4° C

Mantenga los materiales que deben ser refrigerados sellados, esto para prevenir la entrada de humedad. Una etiqueta de identificación debe acompañar al material.

Permita que los componentes alcancen la temperatura del cuarto en el que van a ser utilizados antes de pesarlos y mezclarlos.

Deseche todos los materiales que exceden su vida del almacenamiento. Muchos recipientes tendrán una etiqueta que indica “la fecha de la caducidad”, que es calculada a partir de la fecha de fabricación o de la del recibo del embarque (la que sea aplicable). Los materiales que han excedido su fecha de caducidad no deben ser utilizados.

Para desechar los materiales propiamente. Consulte la hoja MSDS. Muchos materiales no pueden ser simplemente desechados, primeramente deberán ser mezclados y fraguados, ya que individualmente pueden ser considerados como desechos tóxicos.

Utilice guantes cuando trabaje con estos materiales. No use brochas contaminadas con otro tipo de resina.

No permita que cremas para el cuidado de la piel entren en contacto con las resinas o con los materiales con que se va a trabajar, esto puede ocasionar que las superficies a unirse no lo hagan correctamente.

Es necesario tener áreas separadas para efectuar los trabajos con materiales compuestos, es decir, se requieren de áreas para lijado, mezcla, pegado, etc. En caso de no contar con áreas separadas, se debe realizar una limpieza adecuada del cuarto en el que se van utilizar las resinas.



Figura 4-5: El almacenamiento tanto de las fibras como de las resinas, tienen normas específicas.

4.3.2 MINIMIZACIÓN DE RIESGO DE FUEGO

Muchos de los solventes y materiales de la resina usados son inflamables. Almacénelos lejos del calor y la llama directa. Para eliminar el riesgo de fuego, los siguientes requisitos deben ser tomados en cuenta:

- Elimine todas las llamas, cigarrillos encendidos, chispas, y otras fuentes de ignición en las áreas dónde se usan los solventes.
- Use herramientas que no produzcan chispas.
- Asegúrese de que todo el equipo eléctrico se encuentre debidamente aislado.
- Guarde los solventes inflamables en recipientes cerrados.
- Proporcione el ventilación adecuado para prevenir el aumento de vapores inflamables.
- Nunca desenrolle películas de empaquetado cerca de los solventes. Estos pueden producir electricidad estática.
- Nunca guarde los solventes en el área de lijado. La posibilidad de chispas durante el lijado es un inminente riesgo de fuego, cuando existen vapores de solventes en el área.

4.3.3 SEGURIDAD PERSONAL EN EL TRABAJO

Mientras se taladra, corta o lijan materiales compuestos, una fina capa de polvo se esparce en el sitio de trabajo. En tal efecto, es necesario que el sitio cuente con una correcta ventilación. Un colector de polvo, es muy deseable cuando se lijan estos materiales, esto con el fin de no permitir que las finas partículas de polvo producto del lijado, se esparzan en la zona de trabajo.

Sin embargo, el sólo uso del colector de polvo no es suficiente; se deben combinar equipos de ventilación y de purificación del aire del sitio de donde se trabaja.

Algunos materiales compuestos empiezan a deshacerse cuando son cortado o taladrados a grandes velocidades. Debido a la fricción que generan los procesos anteriormente mencionados, empiezan a combustionarse varios materiales, creando vapores tóxicos. Los materiales compuestos varían en su nivel de toxicidad, pero de todas formas, se deberían considerar a todos los materiales compuestos como igualmente riesgosos, por lo que deberían adoptarse las medidas de precaución necesarias mientras se trabaje con cualquier tipo de material compuesto.

Para minimizar la posibilidad de que partículas ingresen a nuestro cuerpo a través de los poros de la piel, se debe utilizar overoles de trabajo, los mismos que no permiten el paso de dichas partículas.

Después de trabajar con materiales compuestos, se debe tomar una ducha para asegurarse de expulsar completamente cualquier partícula que haya podido alojarse en el cuerpo o en el cabello.

4.3.4 SEGURIDAD CON EL USO DE HERRAMIENTAS

Las herramientas neumáticas deben ser desconectadas del suministro de aire antes de cambiar los cortadores. Nunca debe sostener partes pequeñas de

material en sus manos mientras taladra, siempre debe usar un apoyo.

Apunte la descarga de las herramientas neumáticas a un sitio donde no se encuentre ninguna persona. El uso de gafas de seguridad es necesario en el momento de lijar, taladrar o cortar.

Nunca use el aire comprimido para quitar el polvo de una parte que se ha sido lijada. La presión excesiva del aire excesiva podría causar que un área del laminado sufra una desunión, lo que podría ocasionar un mayor daño posterior en la pieza. Para quitar el polvo, debe usarse una aspiradora, seguido por un lavado con solvente.

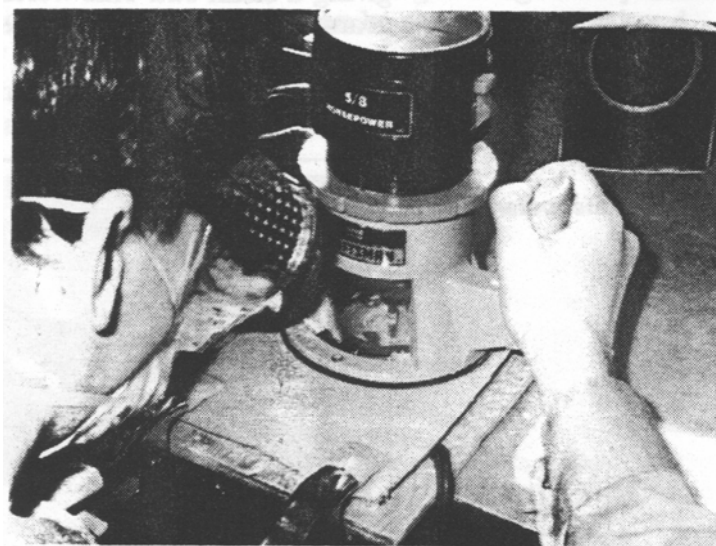


Figura 4-6: Normas de seguridad al trabajar con herramientas en materiales compuestos

4.3.5 AMBIENTE DE TRABAJO

Se debe tener un buen ambiente de trabajo, para lo cual es conveniente que se sigan las siguientes recomendaciones:

- No bloquee el acceso a cualquier equipo de seguridad.
- Mantenga las áreas de almacenamiento ordenadas y limpias.
- Los recipientes de mezcla deben ser correctamente desechados.

- Limpie a cualquier derramamiento. Limpie las herramientas antes de guardarlas.
- Las etiquetas en los recipientes deben permanecer legibles e intactas.
- Los depósitos de basura deben ser vaciados periódicamente.
- El lijado debe ser realizado lejos del área de unión de materiales.
- Mascarillas y/o recolectores de polvo deben ser usados durante el lijado.
- Debe contarse con ventilación adecuada mientras se trabaja con resinas.

CAPITULO 5

CARACTERIZACIÓN EXPERIMENTAL

5.1 ESTUDIO MICRO MECÁNICO Y MACRO MECÁNICO

El cálculo mecánico de los laminados composites sigue, a grandes rasgos, los procedimientos convencionales de los materiales clásicos de construcción. En el detalle surgen, naturalmente, diferencias debidas a su carácter de material complejo y, especialmente, a su anisotropía. En términos generales, sigue el esquema de la Figura 5.1

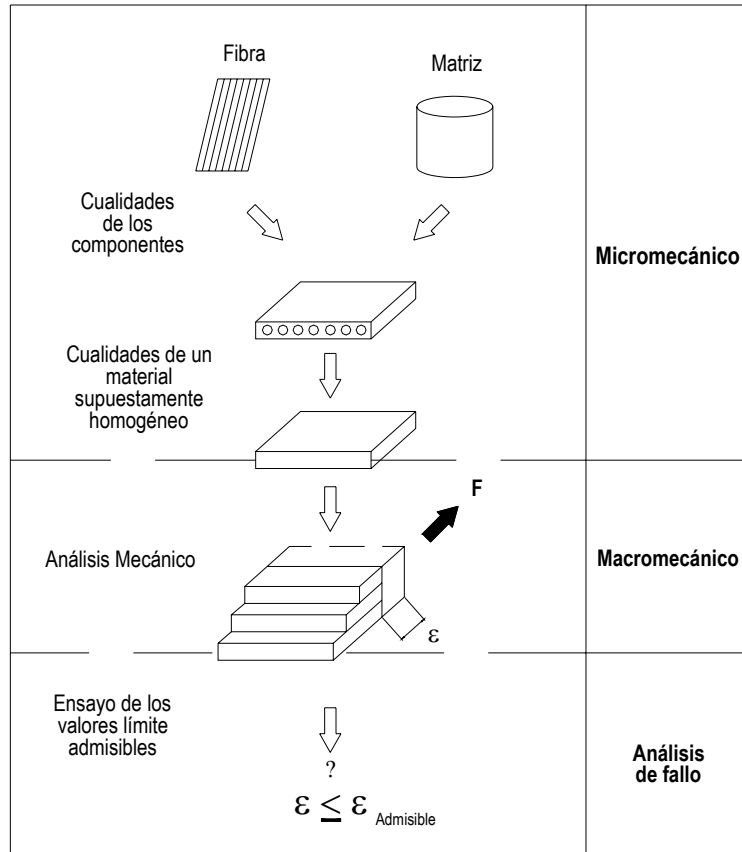


Figura 5-1: Sistemas generales de cálculo para composites

En razón a la influencia de las condiciones de fabricación pueden existir grandes diferencias entre los valores de las cualidades mecánicas medias de los productos aparentemente idénticos de dos fabricantes distintos. Para

poder evaluar de modo económico estos valores medios, lo siguiente permitirá revisar de modo ordenado los fundamentos del comportamiento del material, tanto en la relación fibra/matriz (micromecánico), como ya en forma de laminado multicapa (macromecánico).

A partir de las cualidades de la fibra y de la matriz, el camino micromecánico predice las cualidades esperadas de la capa unitaria de la asociación fibra-matriz. De las características mecánicas (como módulos y valor de la contracción transversal). Este camino coincide con los métodos de cálculo convencionales en que las cualidades de los materiales de construcción son ya conocidas. Para los composites, este camino también es una parte integrante del afinado de cada cálculo. En general, las propiedades de la asociación se presentan como valores ya discretos.

El cálculo por deformaciones o macromecánico permite descubrir, mediante el recurso a cargas externas, el conjunto de deformaciones del laminado y las tensiones y deformaciones que actúan en cada capa.

El cálculo macromecánico considera al composite como un continuo homogéneo con características isotrópicas, ortotrópicas o anisotrópicas. También considera a la capa individual como homogénea, en contraposición al micromecánico. Las cualidades de las fibras y de la matriz están "mezcladas" en la capa. Sólo sigue siendo considerada la información sobre la orientación de las fibras.

El análisis de fallo prueba básicamente las hipótesis específicas sobre el material, puesto que las tensiones y deformaciones calculadas deben permitir llegar al fallo de capas individuales, o de todo el laminado. Con ello se complementan, en caso de resultados satisfactorios, los cálculos mecánicos. A continuación se amplía la descripción de cada camino.

5.1.1. ESTUDIO MICRO MECÁNICO

El cálculo micromecánico desvela las características que se esperan del composite a partir de las cualidades individuales de los componentes.

La motivación para el desarrollo del cálculo micromecánico no estriba, ciertamente, en la "predicción" de las características del material, que pueden ser estimadas mediante mediciones. Se basa en el empeño de comprender los ajustes de intercambio por la combinación de varios materiales. Esta comprensión es de gran importancia para el progreso del desarrollo de los composites.

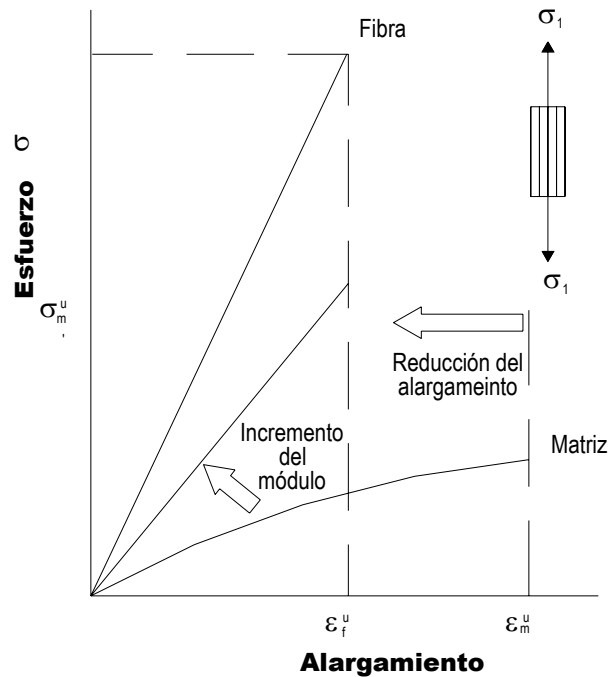


Figura 5-2: En la asociación con las fibras se rebasa fuertemente el módulo de elasticidad de la matriz polimérica, y el alargamiento a rotura retrocede al nivel de las fibras.

El constructor "normal" puede aprovechar el cálculo micromecánico desde dos puntos de vista. Por una parte puede ser provechosa, para el diseño de piezas composite, la comprensión de los procesos micromecánicos, como lo muestra el ejemplo del sobre alargamiento de la matriz Figura 5-2. Por otro lado, es frecuente que no se conozcan, por ejemplo, las cualidades mecánicas del composite, pero sí que se disponga de las de la fibra y de la

matriz. Desde una óptica micromecánica puede evaluar rápidamente las características del material complejo.

La averiguación de los valores elásticos es el objeto de muchos trabajos teóricos y experimentales. La mayor parte se restringen a una consideración bidimensional del laminado, que puede valer para láminas muy delgadas. La base teórica, para una correcta determinación de los valores, es la consideración de un elemento que posea un volumen posible y representativo. Todas las fibras deben estar dispuestas paralela y regularmente, de modo que pueda adoptarse una distribución homogénea.

Mediante la sollicitación en la dirección de las fibras se generan acoplamientos paralelos, esto es, iguales alargamientos de la fibra y la matriz. Mediante la carga en dirección perpendicular se generan sollicitaciones lineales, esto es, tensiones iguales. De ello resultan, mediante la regla de mezclas (también formación de mezclas), igualdades notorias.

El cálculo de los módulos en la dirección de las fibras y la contracción transversal concuerdan bien con las mensuradas, mientras que en el módulo perpendicular a la dirección de las fibras y en el módulo de impacto aparecen diferencias discordantes. La causa radica, entre otras, en el posible abuso del concepto de que las fibras y la resina participan en el material de un modo homogéneo. En la realidad se encuentra una participación ciertamente muy aproximada, pero no exactamente homogénea.

Dentro del análisis micromecánico, presentamos a continuación micrografías tomadas de las probetas ensayadas. La micrografía de los materiales fue desarrollada en el Laboratorio de Metalurgia de la ESPE, utilizando el microscopio óptico de las siguientes características:

5.1.1.1. Análisis micrográfico de la fibra de vidrio.-

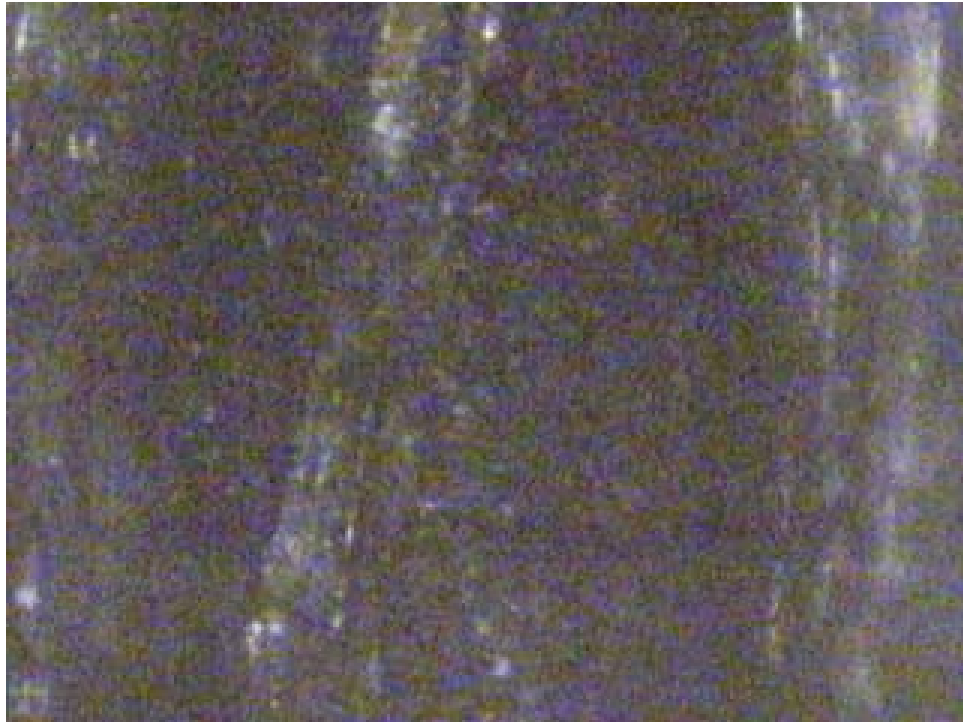


Figura 5-3: Sección transversal del composite fibra de vidrio-resina epóxica (50X)

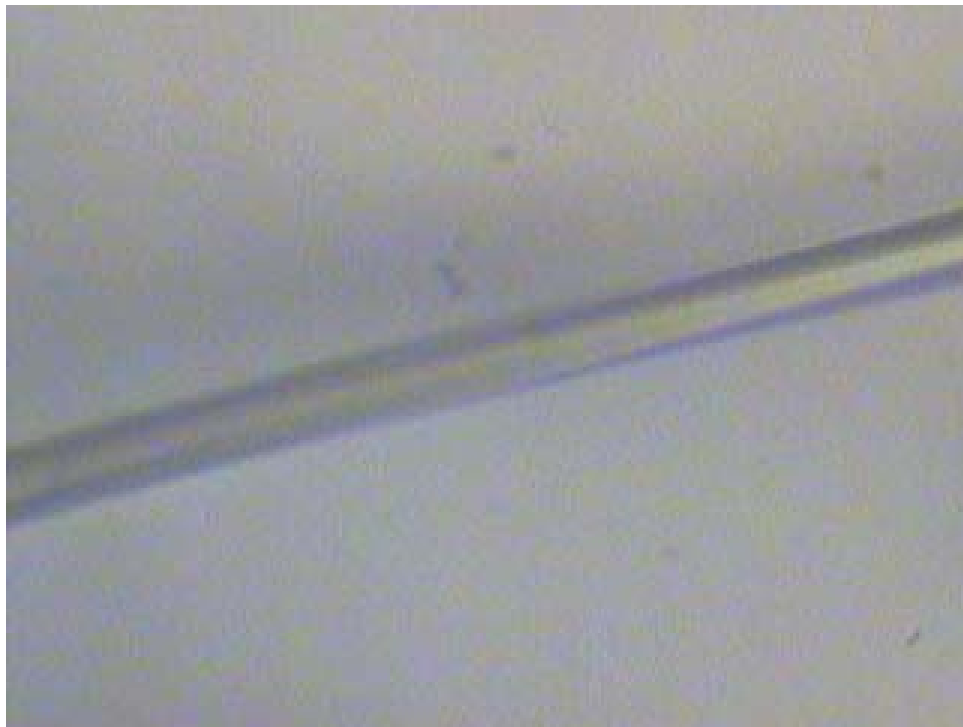


Figura 5-4: Filamento de fibra de vidrio (200X)

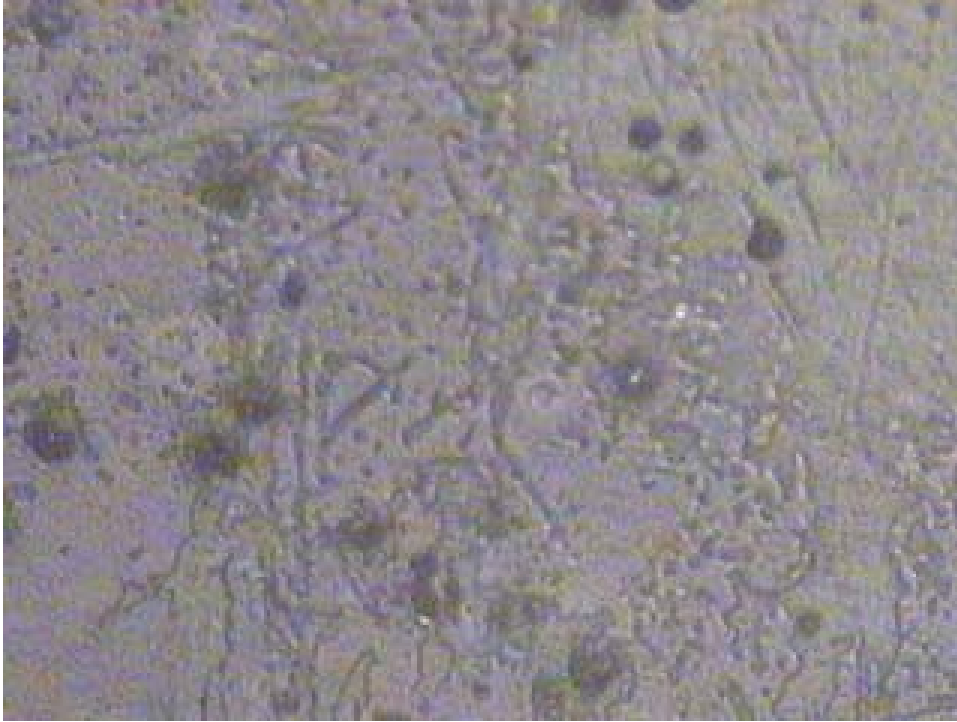


Figura 5-5: Probeta de fibra de vidrio, cobertura de resina epóxica (200X),



Figura 5-6: probeta ensayada a tracción de fibra de vidrio, división en la zona de rotura, resina epóxica (lado izquierdo) y fibra de vidrio (lado derecho). (100X)

5.1.1.2. Análisis micrográfico de la fibra de carbono.-

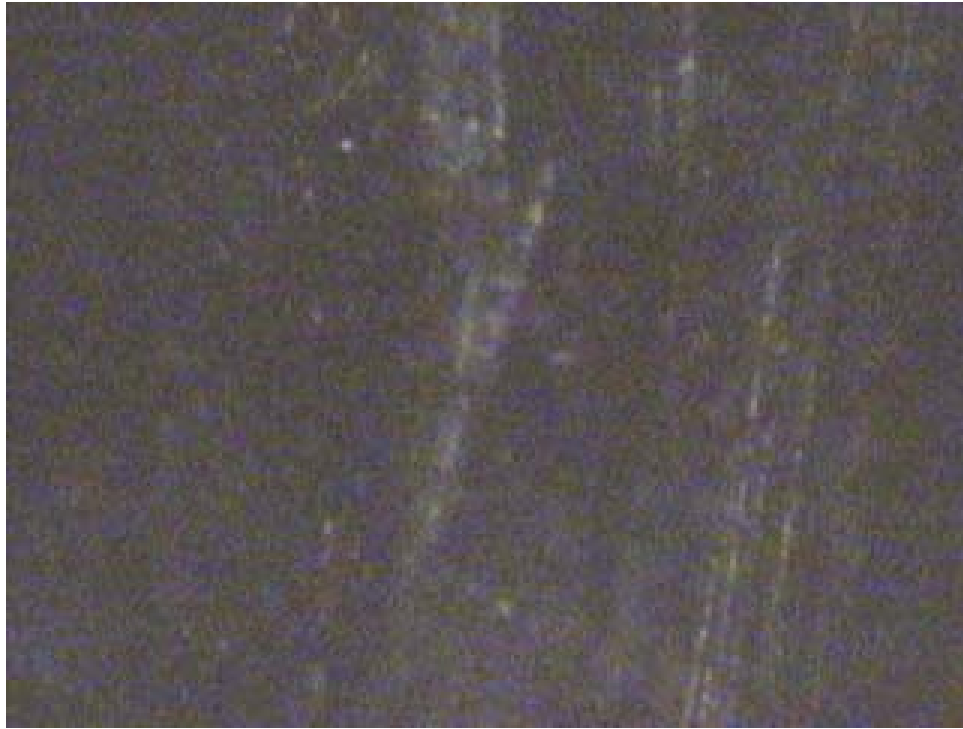


Figura 5-7: Sección transversal del composite fibra de carbono-resina epóxica (50X)

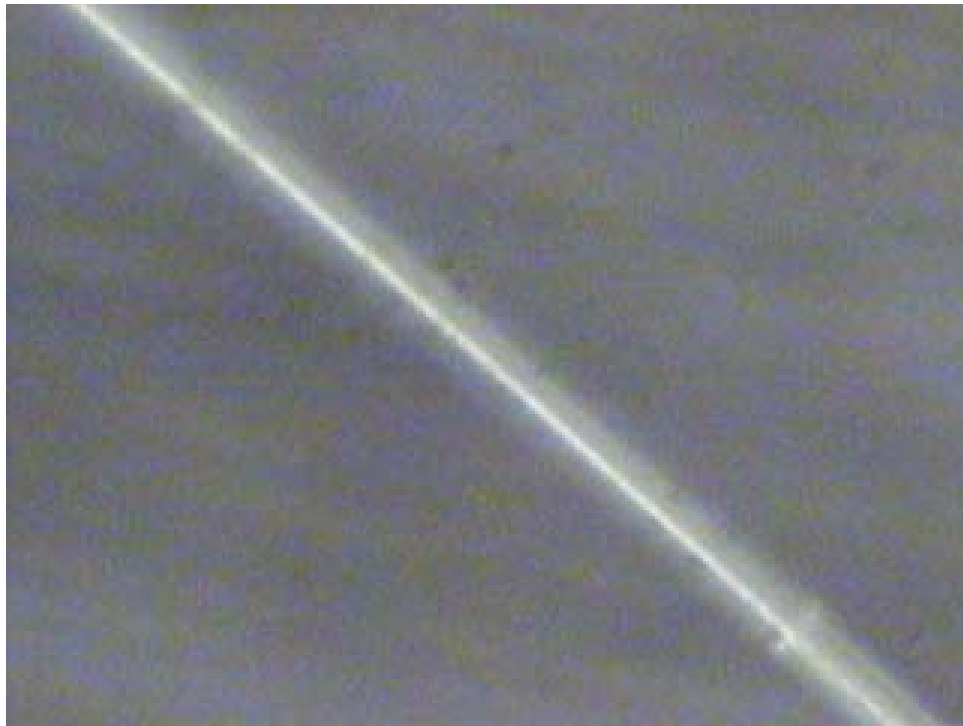


Figura 5-8: Filamento de fibra de carbono (200X)

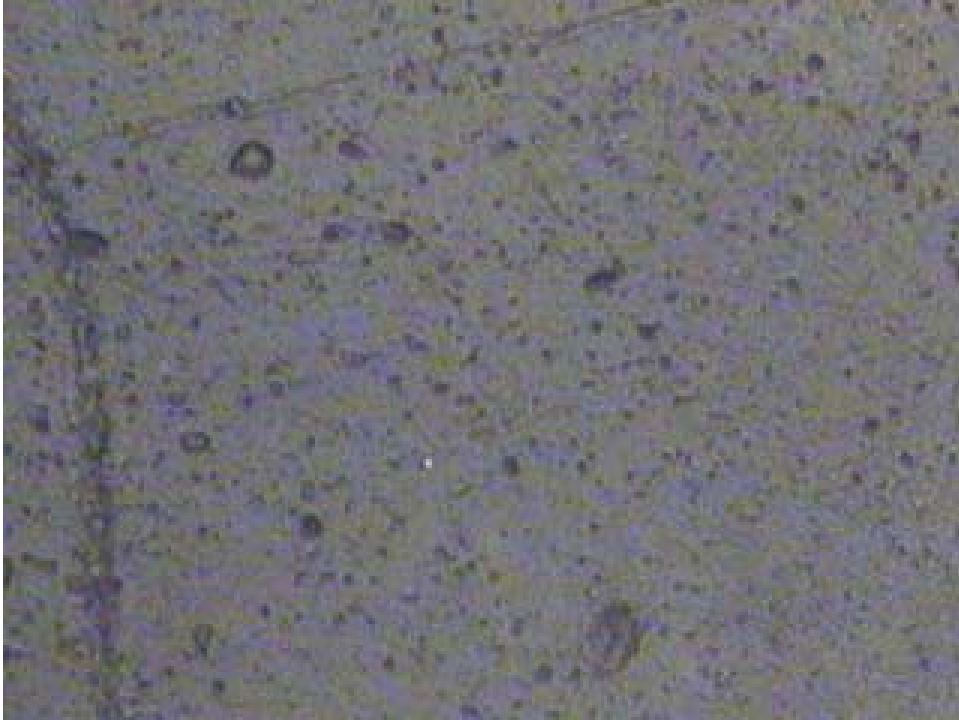


Figura 5-9: Cobertura de resina epóxica en la probeta de fibra de carbono (200X),

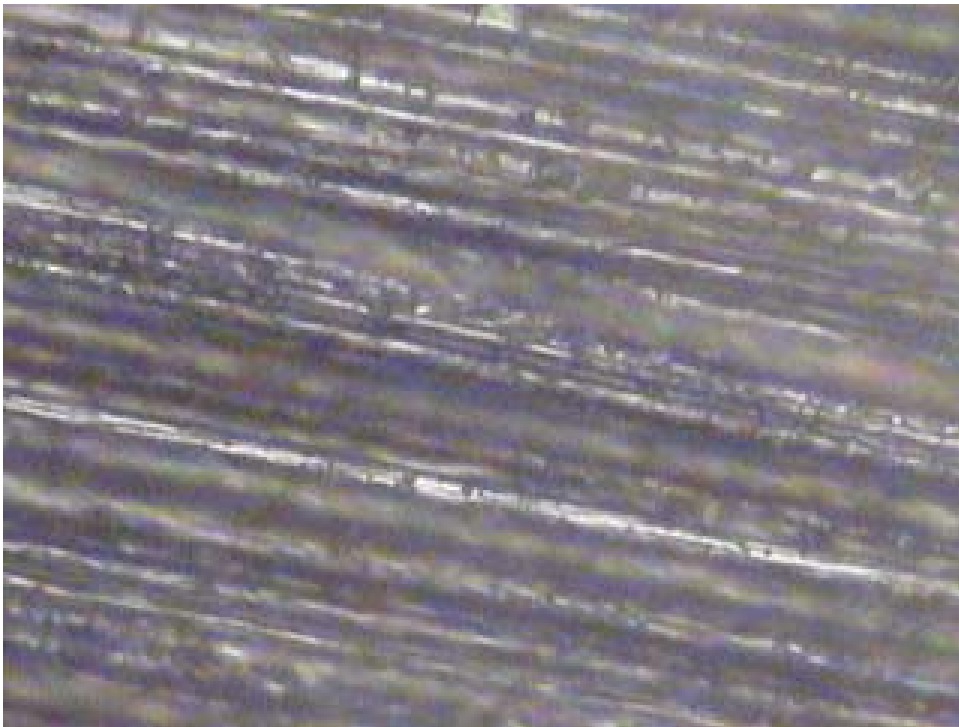


Figura 5-10: Varios hilos que forman el tejido(200X)

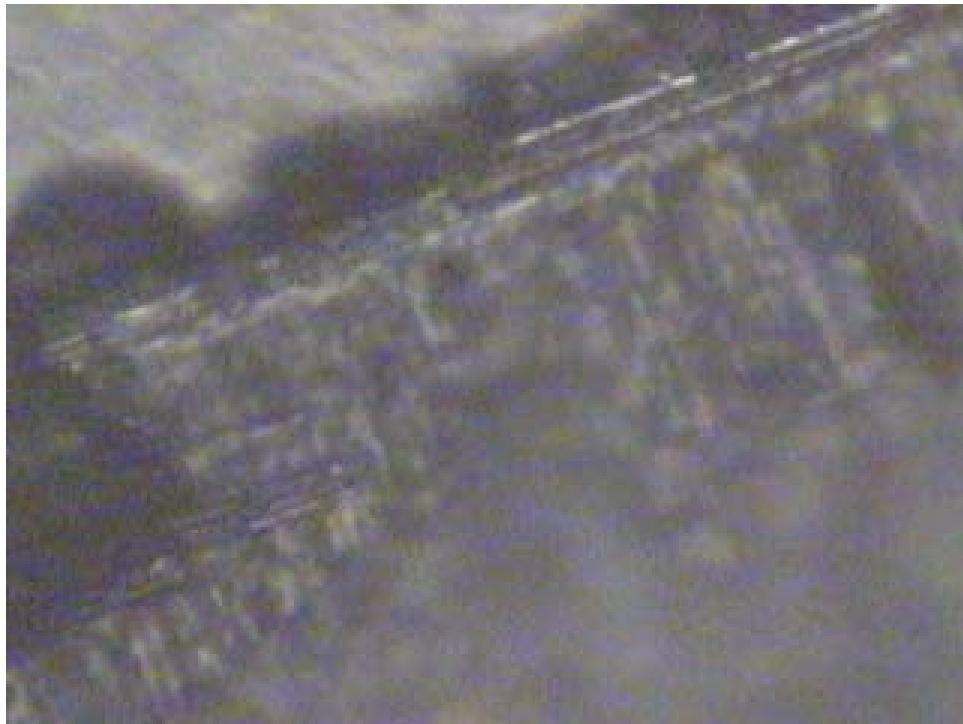


Figura 5-11: Probeta de fibra de carbono ensayada a tracción, zona de rotura, se distingue la resina epóxica y los filamentos de fibra de carbono (100X)

5.1.1.3 Análisis micrográfico del Kevlar®.-



Figura 5-12: Sección transversal del composite Kevlar-resina epóxica (50X)

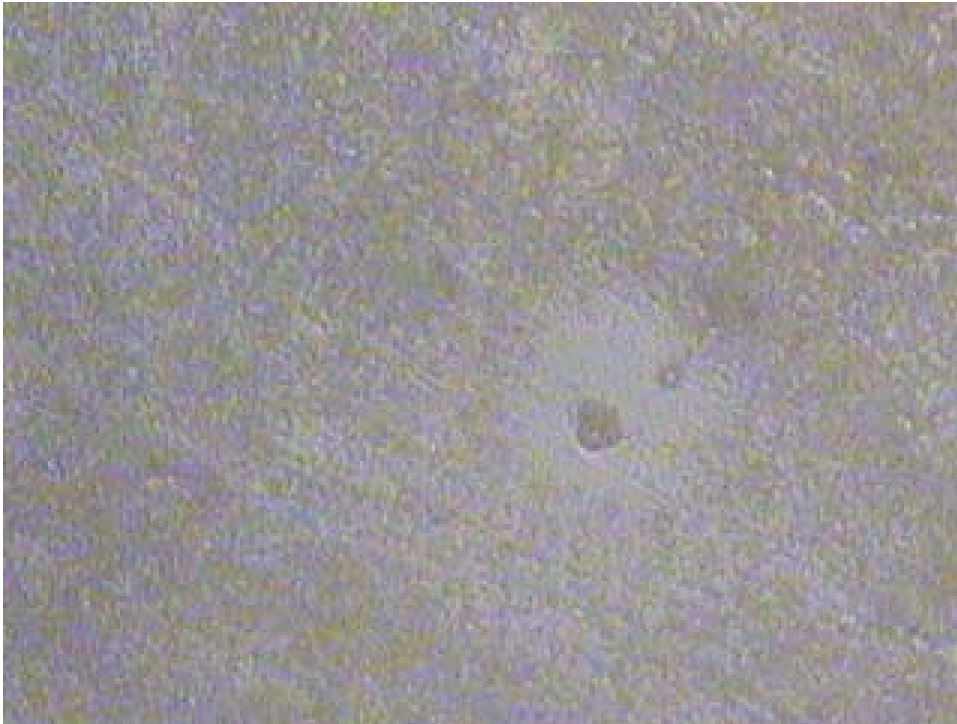


Figura 5-13: Cobertura de resina epóxica la probeta de Kevlar (200X),

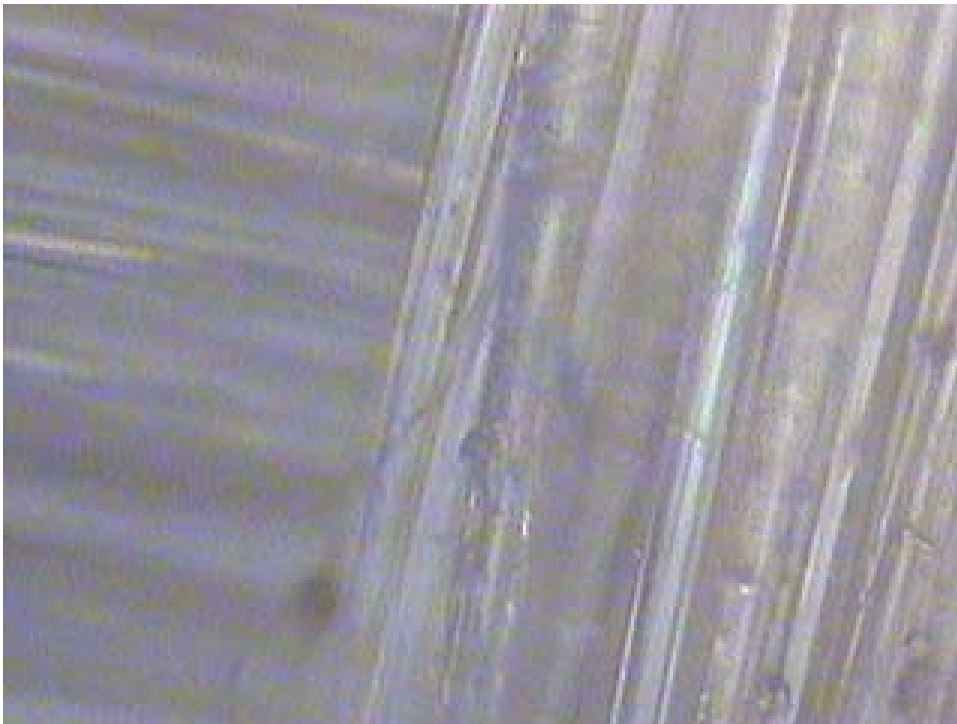


Figura 5-14: Cruce de direcciones del tejido de Kevlar (200X)

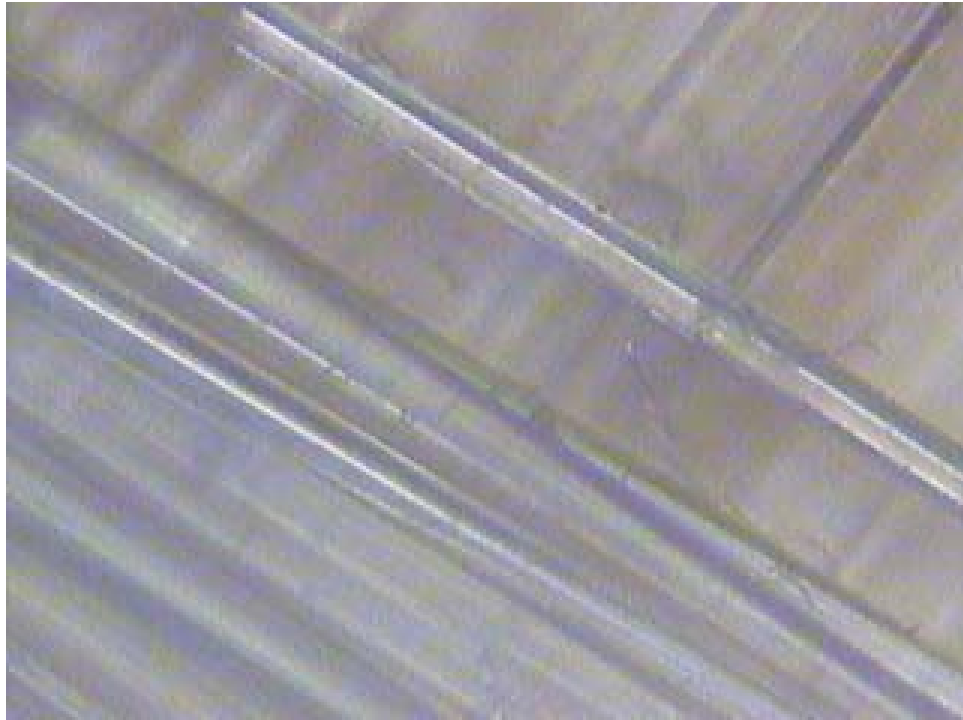


Figura 5-15: cruce de direcciones del tejido y ciertos filamentos (200X)

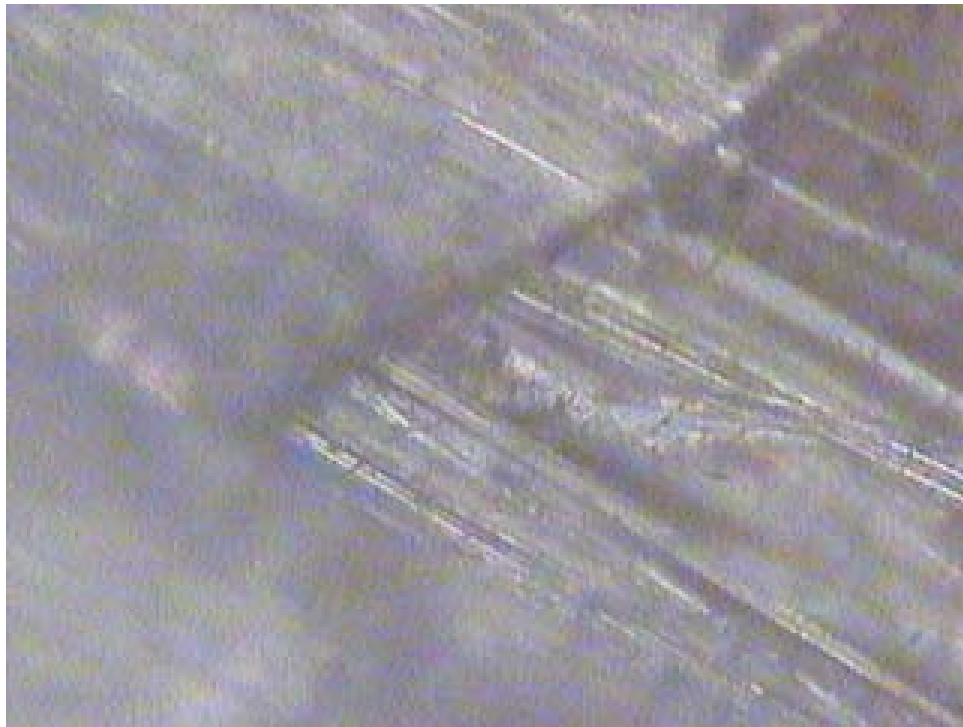


Figura 5-16: Probeta de Kevlar ensayada a tracción, división en la zona de rotura, se distingue la resina epóxica y los filamentos de fibra de carbono (100X)

5.1.2 ESTUDIO MACRO MECÁNICO

El cálculo de deformaciones de laminados multicapa distingue también el camino macromecánico. Considera a cada capa como un continuo homogéneo con características isotrópicas, anisotrópicas, o también ortotrópicas.

Con las solicitaciones externas se producen deformaciones en el laminado y también ajustes de tensión y alargamiento en las capas individuales. El modo de deformación es muy distinto comparado con el de los materiales isotrópicos. En los materiales isotrópicos las tensiones normales producen sólo alargamientos normales y los esfuerzos de impacto solamente cizalladuras. Esta correspondencia ocurre, en los laminados de plástico reforzado con fibras, sólo bajo determinadas condiciones.

Un material ortotrópico (laminado o capa individual) muestra este acoplamiento sólo cuando las cargas se producen en las direcciones de los ejes de ortotropía. En el caso general las tensiones normales producen alargamientos normales y, además, también cizallamiento; del mismo modo los esfuerzos de impacto generan componentes de deformación de ambos tipos.

Una capa unidireccional es, según se ve en la figura, ortotrópica; en cada caso la simetría de sus características, respecto a los planos situados perpendicularmente (ortogonales), es fácil de apreciar.

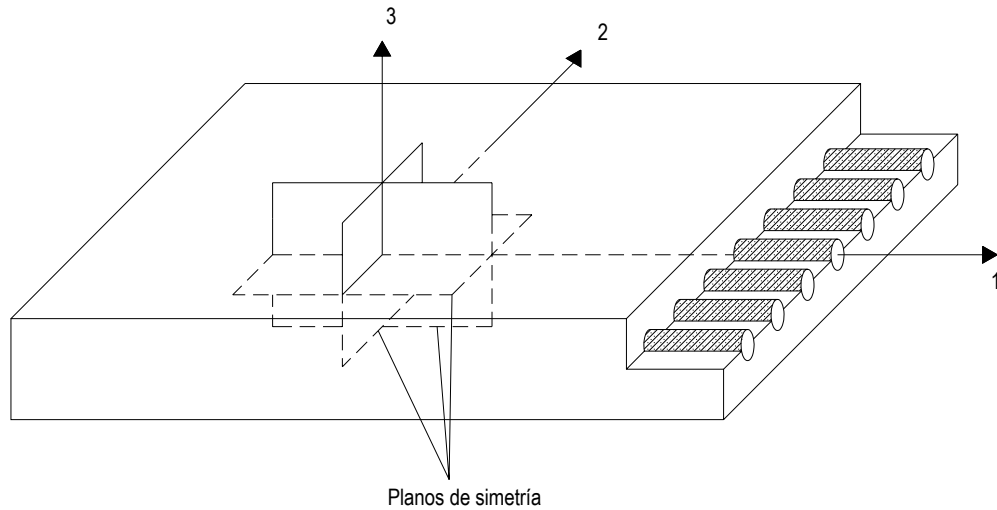


Figura 5-17: Capa ortotrópica unitaria

Un laminado multicapa, en cambio, es ortotrópico sólo cuando las capas individuales están ordenadas simétricamente, como la imagen de un espejo, respecto al plano central y los ángulos de las capas externas son simétricos respecto al plano longitudinal (Figura 5-18). Por lo tanto, es necesario, para una correcta ordenación, atender a que existan los mismos ángulos y espesores de capa respecto a los planos mencionados.

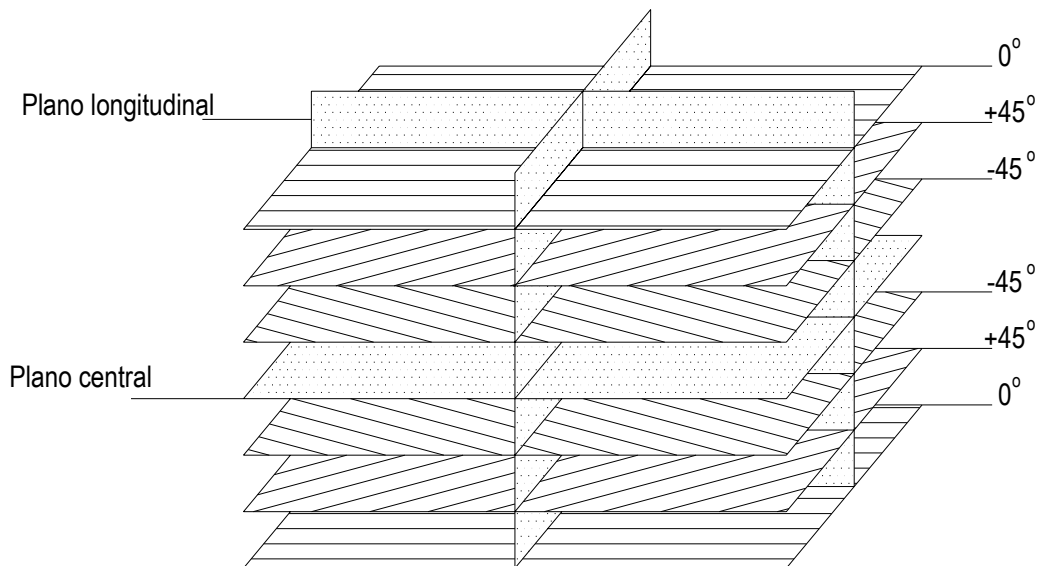


Figura 5-18: Laminado ortotrópico

La condición ortotrópica es importante en todos los laminados multicapa. El no atender a ello conduce a características anisotrópicas del laminado. En

tal caso, una sollicitación en la dirección de un eje produce deformaciones en varios ejes. Tensiones normales producen cizallamiento y también torsiones y deformaciones que, generalmente, no son deseadas.

Se obtienen singulares ventajas de la ortotropía también durante el proceso de endurecimiento, especialmente el efectuado a temperatura elevada. En otro caso, del enfriamiento zonal o de los cambios de temperatura resultarían tensiones en determinados ejes, así como momentos de torsión debidos a un coeficiente anisotrópico de dilatación. En un laminado ortotrópico, por contra, se equilibran y no se producen deformaciones. En un material anisotrópico existe tendencia a que se generen torsiones y deformaciones.

La macrografía de los materiales se desarrollo de manera visual de acuerdo a la siguiente descripción:

5.1.2.1 Análisis visual de la fibra de vidrio

Se puede distinguir las siguientes características:



Figura 5-19: Tela de fibra de vidrio

Color: blanco semi transparente

Tipo de Tejido: 0°-90° (horizontal vertical), comercialmente conocido como PART 1093 Woven Fiberglass Fabrics.

Descripción: Tejido de tramado en forma de tela, cuyas hebras se

conforman de pequeñas cuerdas casi imperceptibles al ojo humano. Bastante sedosa al tacto.

Olor: Ninguno

Otras características: Produce picazón al ser maniobrada sin protección para la piel

5.1.2.2. Análisis visual de la fibra de carbono

Se puede distinguir las siguientes características:



Figura 5-20: Tela de fibra de carbono

Color: Negro

Tipo de Tejido: 0°-90° (horizontal vertical), comercialmente conocido como PART 600 6K, 5HS Weave Graphite Fabric

Descripción: Tejido de tramado en forma de tela, cuyas hebras se conforman de pequeñas cuerdas casi imperceptibles al ojo humano. Sedosa al tacto.

Olor: Ninguno

Otras características: Ninguna otra apreciable

5.2.1.3. Análisis visual del Kevlar ®

Se puede distinguir las siguientes características:

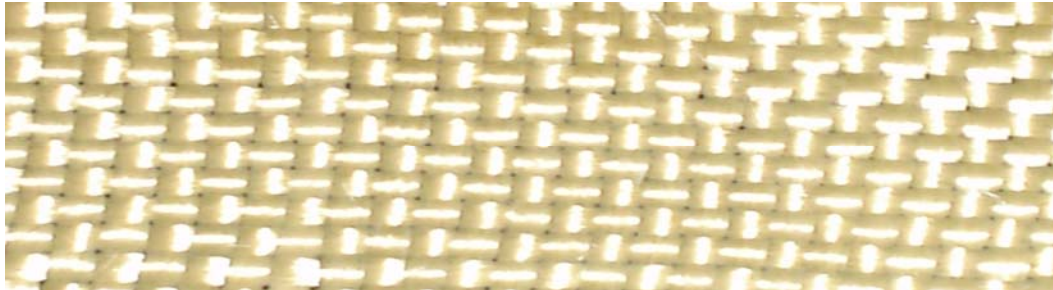


Figura 5-21: Tela de kevlar ®

Color: Amarillo

Tipo de Tejido: 0°-90° (horizontal vertical), comercialmente conocido como PART 549 Kevlar® Fabric

Descripción: Tejido de tramado en forma de tela, cuyas hebras se conforman de pequeñas cuerdas casi imperceptibles al ojo humano. Sedosa al tacto.

Olor: Ninguno

Otras características: Ninguna otra apreciable

5.2. CONSTRUCCIÓN DE PROBETAS

Las probetas han sido construidas manualmente en los talleres del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea, siguiendo el proceso que se detalla a continuación:

5.2.1 TENDIDO MANUAL

Selección del material.- En este paso se selecciona el tipo de fibra a ser usada para la construcción de las probetas pues cada fibra tiene sus herramientas de corte específicas ya que debido a las características de estos materiales no pueden maquinarse de una manera estandarizada.



Figura 5-22: Vista general de los materiales

Medición de las fibras.- La fibra seleccionada es medida de acuerdo al número de probetas a obtenerse de la misma y al número de capas de las mismas, ya que las probetas del tamaño normado deben ser producto de una misma construcción pues si se las construye individualmente se corre el riesgo de variar la composición entre una y otra, lo que haría que los resultados no sean confiables. Además debe tenerse en cuenta la dirección del tejido en la construcción final para determinar la mejor dirección de corte.



Figura 5-23: Medición previa al corte de las probetas

Marcado y corte de las fibras.- Una vez realizada la medición se procede a delimitar el espacio de fibra con cinta adhesiva, esto se lo realiza para facilitar el corte y mantener la integridad de los tejidos de la fibra, pues si no se realiza este marcado con cinta y se corta directamente, la herramienta de corte puede arrastrar la fibra dañando el tejido volviéndolo inservible.



Figura 5-24: Corte de la tela de fibra de vidrio

Una vez cortada la cantidad adecuada de fibra, los retazos de cinta adhesiva

son retirados mediante humedecimiento con thinner. El proceso se repite hasta obtener la cantidad de retazos acorde con el número de capas de la probeta.



Figura 5-25: Proceso de retiro de la cinta adhesiva

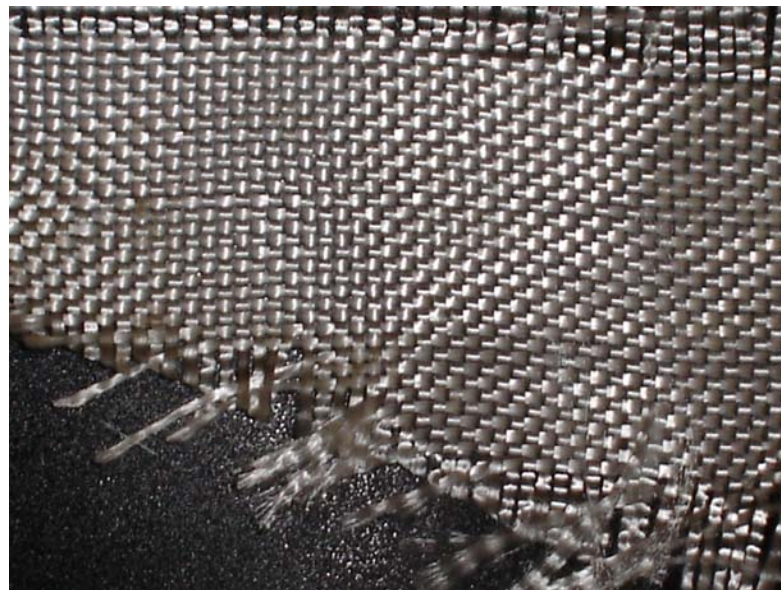


Figura 5-26: Fibra de carbono deshilachada por efecto de un mal corte.

Preparación para la construcción.- Para la construcción de las probetas planas se necesitan un lugar completamente plano y sin ningún tipo de imperfecciones superficiales.



Figura 5-27: Fibra de vidrio lista para ser preparada con la matriz epóxica.

De acuerdo con las experiencias obtenidas en cuanto a construcción de probetas, se encontró que la mejor superficie para trabajar es sobre vidrio. Sobre el vidrio debe colocarse una placa de acetato, y sobre esta el retazo de fibra.

Preparación de la resina.- De acuerdo con la cantidad de fibra a utilizarse se realizara la preparación de la resina epóxica. Para tal efecto se realizará una mezcla de resina y endurecedor (hardener) en una proporción de 4:1, la mezcla se la realizara hasta tener una homogeneidad en la mezcla durante aproximadamente dos minutos. No debe sobrepasarse de ese tiempo pues la mezcla de resina se ira solidificando poco a poco.

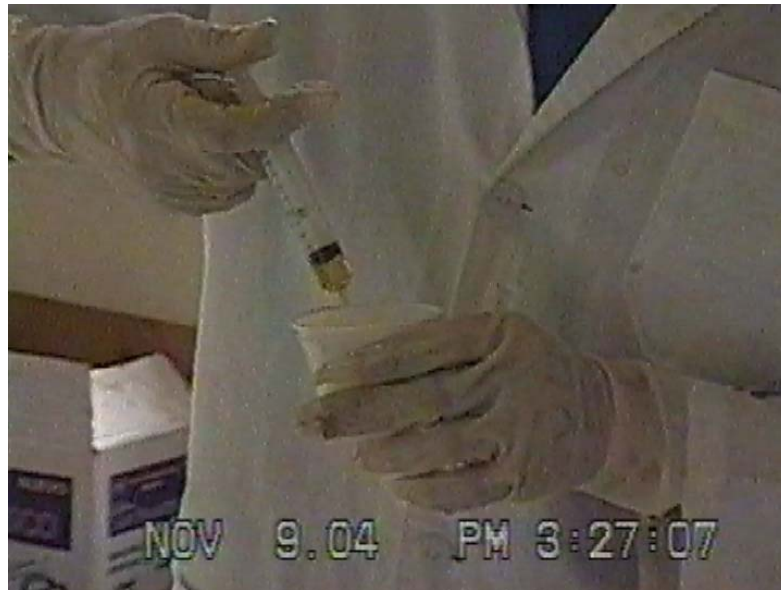


Figura 5-28: Mezcla en cantidades proporcionales de resina y de endurecedor

Construcción de las probetas.- Una vez extendida las fibras sobre el acetato se procede extender la resina en estado liquido sobre las mismas del modo mas homogéneo posible con el uso de una paleta o similar de borde alisado con el fin de no causar daño en el tejido de fibra.

Una vez que se lo ha hecho con la primera capa se procede a colocar la siguiente capa y se repite el proceso con la resina. Este paso se repite hasta terminar con el número de capas seleccionadas.



Figura 5-29: Colocación de la resina sobre la fibra.

Acabado y secado.- Una vez terminada la colocación de capas y resina se procede a colocar una nueva placa de acetato y sobre esta una placa de vidrio de tamaño adecuado que provoque que la probeta construida quede a modo de sánduche entre las dos placas de vidrio. Realizado esto se deja secar por aproximadamente 24 horas en las cuales la placa preparada se habrá endurecido y podremos sacarla fácilmente de entre las placas de vidrio y acetato.



Figura 5-30: Colocación de un acetato sobre la fibra y resina

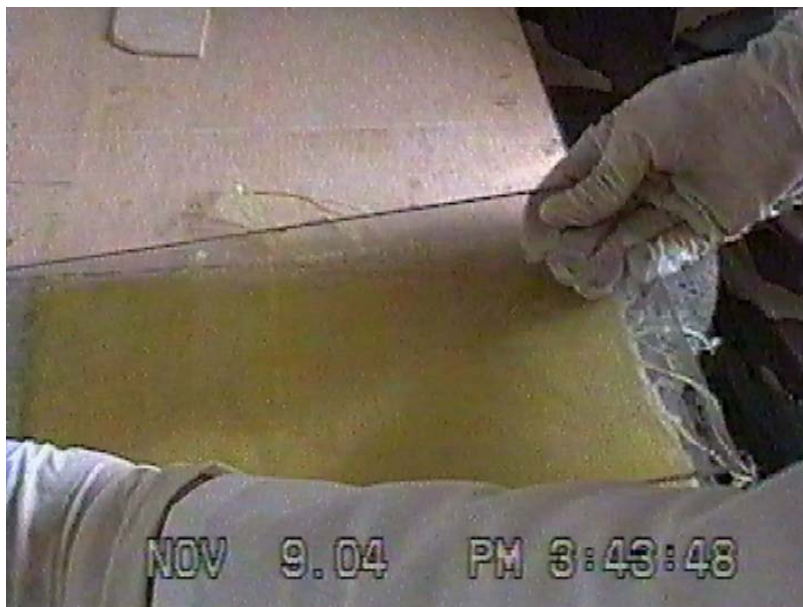


Figura 5-31: Colocación de un vidrio sobre todo el composite para lograr un perfecto acabado

Corte.- el corte de la placa se lo realiza de acuerdo al tamaño de la probeta especificado en la norma ASTM D3039, utilizando las herramientas adecuadas para el tipo de material.



Figura 5-32: Probetas cortadas y listas para efectuar los ensayos



Figura 5-33: Estabilizador horizontal conformado por el método de “tendido manual”

5.2.2 EMPAQUETADO AL VACÍO

Para la elaboración de las probetas con este método, se siguen los mismos pasos de selección de material, medición y corte de fibra, y colocación de la resina, el resto del procedimiento, es detallado a continuación:

Preparación del sitio de trabajo.- Primeramente, se debe seleccionar un sitio plano y completamente liso para poder colocar la funda de vacío.

Colocación de cinta adhesiva para ayudar a general el vacío.- Una vez seleccionado el lugar para trabajar, se coloca alrededor de la pieza que se va a construir una cinta adhesiva con características pegajosas, en donde se adherirá la funda para hacer el vacío.



Figura 5-34: En la mesa de trabajo se coloca la cinta adhesiva

Colocación de las fibras.- De la misma manera que en método del tendido manual, se coloca la tela sobre el acetato y el vidrio, y se esparce uniformemente la resina sobre toda la fibra.



Figura 5-35: Esparcimiento de la resina sobre la fibra

Colocación de la funda para generar vacío.- Luego de esparcir uniformemente la resina sobre toda la probeta, colocamos el acetato sobre la probeta, y encima de todo se coloca un plástico grueso, que nos ayudará a generar el vacío.



Figura 5-36: Colocacion del plástico alrededor de la probeta.

En los extremos del plástico, sobre los sitios donde se ha colocado la cinta adhesiva, se debe aplastar firmemente para lograr una excelente adherencia y lograr un sellado hermético para lograr el mayor vacío que nos se posible.



Figura 5-37: Sellado hermético para generar el vacío

Generación del vacío.- Seguidamente, en un extremo del plástico se coloca la válvula extractora, la misma que se unirá a la bomba de vacío a través de un acople neumático.



Figura 5-38: Ubicación de la válvula dentro de la funda de vacío.

Una vez colocada la válvula, se procede a terminar el sellado hermético de la bolsa de vacío, y se conecta la bomba, hasta lograr el vacío deseado.



Figura 5-39: Extracción de aire de la bolsa de vacío

Una vez que nos hemos cerciorado que el sellado es hermético, regulamos el vacío que necesitamos, en nuestro caso, se le dio una presión de vacío de 17 pulgadas de mercurio.



Figura 5-40: Inicio de la generación del vacío



Figura 5-41: La máquina generadora de vacío puede conectar 4 mantas térmicas

Remoción de la funda de vacío.- Una vez que se ha dejado el tiempo requerido, se procede a desconectar la máquina de vacío, y a retirar la bolsa, y tenemos unas probetas de excelente acabado y calidad.



Figura 5-42: Probetas elaboradas con el método de “empaquetado al vacío”



Figura 5-43:Elemento conformado por el método de “empaquetado al vacío”

5.3 REVISIÓN DE NORMAS APLICABLES

Se ha examinado las posibles normas que podrían aplicarse a los ensayos encontrándose un vacío en lo que a estas normas se refiere en nuestro país debido a la poca incursión que hemos tenido tecnológicamente dentro de este campo. Pero, si bien en el Ecuador no existe la norma adecuada, no es un determinante el que las entidades encargadas de normar en el ámbito mecánico de pruebas y ensayos, no hayan tomado cartas en el asunto.

Afortunadamente es posible adoptar varios de los métodos de prueba estándar desarrollados para los materiales de comportamiento isotrópico, debido a que éstos pueden determinar las propiedades mecánicas de compuestos unidireccionales en las direcciones principales del material. El módulo elástico y los esfuerzos, son usualmente determinados en especímenes de prueba, que tengan configuraciones de tejido de fibras en las direcciones de 0° y 90° , con refuerzos de aletas en sus extremos, para que puedan ser probados en las máquinas estándar para ensayos. Strain gages unidos a la probeta, permiten la determinación de ν . Para esto se ha utilizado la norma ASTM D 3039, misma que se halla como documento

anexo a esta investigación.

Los ensayos más comunes aplicables a los composites son los de tracción y flexión, los mismos que requieren de probetas básicas y sencillas.

5.4 ENSAYOS SOBRE MATERIAL COMPUESTO

Los ensayos realizados sobre los materiales compuestos han sido los de tracción y flexión estática, realizados en el Laboratorio de Resistencia de Materiales de la Escuela Politécnica del Ejército, con la colaboración de los profesores y los ayudantes de Resistencia de Materiales.

Para estos ensayos se usó las probetas de acuerdo a lo descrito en la norma ASTM D3039. Las composiciones fueron:

Tabla 5-1: Porcentajes de componentes fibra – matriz en las probetas de composites

COMPOSICIÓN	% FIBRA	% MATRIZ
Fibra de vidrio-epóxica	40	60
Kevlar ® - epóxica	40	60
Fibra de carbono - epóxica	40	60

Tabla 5-2: Densidades de los materiales usados en la elaboración de las probetas de composites

MATERIAL	DENSIDAD (g/cm ³)
Fibra de vidrio	2.56
Kevlar ®	1.45
Fibra de carbono	1.75
Resina epóxica	1.07

5.4.1 ENSAYO DE TRACCIÓN

5.4.1.1 MÁQUINA DE ENSAYOS AMSLER FM 1033

Para el ensayo de tracción, se utilizó la Máquina de Ensayos Universales del Laboratorio de Resistencia de Materiales de la ESPE. La máquina es de marca Amsler, fabricada por una empresa ya desaparecida, que fue comprada por Zwick & Roell. La máquina tiene las siguientes características:

Alimentación:	Electricidad	
Voltaje:	220 V	
Fases:	3	
Ciclos:	60 Hz	
Peso:	500 Kg.	
Capacidad máxima:	Compresión 200 T	Tracción 10 T
Tipo de motor:	P-8	
Potencia motor:	2 HP	
Velocidad máxima motor:	1700 RPM	



Figura 5-44: Máquina de ensayos universales AMSLER FM 1033

5.4.1.2 Toma de medidas de probetas



Figura 5-45: Toma de las medidas de las probetas

5.4.1.3 Colocación de las probetas en la máquina de ensayos universales



Figura 5-46: Colocación de la probeta en la máquina de ensayos universales

5.4.1.4 Ejecución del ensayo



Figura 5-47: Inicio del ensayo, estirado hasta la rotura



Figura 5-48: Obtención del diagrama Esfuerzo-Deformación durante el ensayo

El ensayo realizado en la máquina de ensayos universales arrojó los siguientes resultados:

Tabla 5-3: Ensayo de Tracción de las probetas de Fibra de Vidrio

PROBETA NUMERO	d (mm)	b (mm)	ÁREA		CARGA MÁXIMA (kg)	CARGA MÁXIMA (N)
			mm ²	m ²		
3.1	1,17	25,48	29,81	2,9812E-05	639	6268,59
3.1	1,12	25,49	28,55	2,8549E-05	611	5993,91
3.3	1,11	25,34	28,13	2,8127E-05	643	6307,83
3.4	1,09	25,57	27,87	2,7871E-05	657	6445,17
3.5	1,20	25,46	30,55	3,0552E-05	649	6366,69

Tabla 5-4: Ensayo de Tracción de las probetas Kevlar

PROBETA NUMERO	d (mm)	b (mm)	ÁREA		CARGA MÁXIMA (kg)	CARGA MÁXIMA (N)
			mm ²	m ²		
5.1	0,73	25,3	18,47	1,8469E-05	895	8779,95
5.2	0,77	25,48	19,62	1,962E-05	955	9368,55
5.3	0,77	25,42	19,57	1,9573E-05	955	9368,55
5.4	0,75	25,47	19,10	1,9103E-05	605	5935,05
5.5	0,78	25,01	19,51	1,9508E-05	1035	10153,35

Tabla 5-5: : Ensayo de Tracción de las probetas de Fibra de Carbono

PROBETA NUMERO	d (mm)	b (mm)	AREA		CARGA MÁXIMA (kg)	CARGA MÁXIMA (N)
			mm ²	m ²		
4.1	1,06	26,14	27,71	2,7708E-05	1149	11271,69
4.2	1,06	25,24	26,75	2,6754E-05	1097	10761,57
4.3	0,98	25,54	25,03	2,5029E-05	1209	11860,29
4.4	1,04	25,6	26,62	2,6624E-05	1101	10800,81
4.5	1,01	25,87	26,13	2,6129E-05	1059	10388,79

5.4.2 ENSAYO DE FLEXIÓN ESTÁTICA

Antes de la ejecución de este ensayo, en las probetas fueron instaladas rosetas de deformación para obtener poder medir las deformaciones en las probetas por la acción de cargas predefinidas.



Figura 5-49: Probetas con sus respectivas rosetas de deformación.

5.4.2.1 Medidor de deformación unitaria

En este ensayo se utilizó un medidor de deformación unitaria marca Brüel & Kjær el mismo que tiene las siguientes características:

Alimentación:	Electricidad
Voltaje:	120 V
Fases:	1
Ciclos:	60 Hz
Peso:	6.3 Kg.
Capacidad máxima:	20000E-6



Figura 5-50: Medidor de deformación unitaria Brüel & Kjær

5.4.2.2 Ejecución de ensayos



Figura 5-51: Ejecución del ensayo de flexión estática

Los resultados obtenidos se detallan a continuación:

Tabla 5-6: Resultados de la roseta de deformación obtenidos en el ensayo de flexión estática

PESO COLOCADO	KEVLAR-EPÓXICO			CARBONO-EPÓXICO			VIDRIO-EPÓXICO		
	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c
50 g	270,00	130,00	140,00	230,00	100,00	130,00	330,00	150,00	160,00
100 g	490,00	230,00	250,00	450,00	210,00	250,00	680,00	290,00	360,00
150 g	710,00	330,00	360,00	680,00	320,00	370,00	1010,00	430,00	550,00

CAPITULO 6

ANÁLISIS DEL COMPORTAMIENTO MECÁNICO Y MODELOS COMPUTACIONALES PARA VALIDACIÓN DE RESULTADOS

6.1. DETERMINACIÓN DE CONSTANTES MECÁNICAS

6.1.1 MEMORIA DE CÁLCULO

Cálculo del Módulo de Elasticidad Práctico de las Probeta

Probeta de fibra de vidrio

- dP (N)** = Fuerza aplicada
dL (m) = Variación de la longitud en la probeta
L (m) = Longitud total inicial de la probeta
b (m) = Ancho de la probeta
d (m) = Espesor de la probeta
E (Pa) = Módulo de elasticidad de la probeta

$$dP := 6248.97$$

$$dL := 0.0009$$

$$L := 17 \times 10^{-2}$$

$$b := 25.4687 \cdot 10^{-3}$$

$$d := 1.10667 \cdot 10^{-3}$$

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

$$E = 41.88 \times 10^9 \text{ Pa}$$

$$E = 41.88 \text{ GPa}$$

Cálculo del coeficiente de Poisson práctico de las probeta

Probeta de Fibra de Vidrio

- ϵ_a** = Deformación unitaria en el sensor a
 ϵ_b = Deformación unitaria en el sensor b
 ϵ_c = Deformación unitaria en el sensor c
 θ_a = Ángulo de posición del sensor a
 θ_b = Ángulo de posición del sensor b
 θ_c = Ángulo de posición del sensor c

$$\theta_a := 0$$

$$\theta_b := 120$$

$$\theta_c := 240$$

$$\varepsilon_a := 330$$

$$\varepsilon_b := 150$$

$$\varepsilon_c := 160$$

$$\varepsilon_a = \frac{(\varepsilon_x + \varepsilon_y)}{2} + \frac{(\varepsilon_x - \varepsilon_y)}{2} \cdot \cos(2 \cdot \theta_a) + \frac{\gamma_{xy}}{2} \cdot \sin(2 \cdot \theta_a)$$

$$\varepsilon_b = \frac{(\varepsilon_x + \varepsilon_y)}{2} + \frac{(\varepsilon_x - \varepsilon_y)}{2} \cdot \cos(2 \cdot \theta_b) + \frac{\gamma_{xy}}{2} \cdot \sin(2 \cdot \theta_b)$$

$$\varepsilon_c = \frac{(\varepsilon_x + \varepsilon_y)}{2} + \frac{(\varepsilon_x - \varepsilon_y)}{2} \cdot \cos(2 \cdot \theta_c) + \frac{\gamma_{xy}}{2} \cdot \sin(2 \cdot \theta_c)$$

Cálculo de ε_x

$$\varepsilon_a = \frac{(\varepsilon_x + \varepsilon_y)}{2} + \frac{(\varepsilon_x - \varepsilon_y)}{2}$$

$$\varepsilon_a = \frac{2\varepsilon_x}{2}$$

$$\varepsilon_x := \varepsilon_a$$

$$\varepsilon_x = 330$$

Cálculo de ε_y

$$\varepsilon_b = \frac{\varepsilon_x + 3 \cdot \varepsilon_y - \sqrt{3} \cdot \gamma_{xy}}{4}$$

$$\varepsilon_c = \frac{\varepsilon_x + 3 \cdot \varepsilon_y + \sqrt{3} \cdot \gamma_{xy}}{4}$$

$$\gamma_{xy} = \frac{(3 \cdot \varepsilon_y + \varepsilon_x - 4\varepsilon_b) \cdot \sqrt{3}}{3}$$

$$\gamma_{xy} = \frac{(4 \cdot \varepsilon_c - \varepsilon_x - 3 \cdot \varepsilon_y) \cdot \sqrt{3}}{3}$$

$$\varepsilon_y := \frac{(2\varepsilon_b + 2\varepsilon_c - \varepsilon_x)}{3}$$

$$\varepsilon_y = 96.67$$

Cálculo de γ_{xy}

$$\varepsilon_b = \frac{\varepsilon_x + 3 \cdot \varepsilon_y - \sqrt{3} \cdot \gamma_{xy}}{4}$$

$$\varepsilon_c = \frac{\varepsilon_x + 3 \cdot \varepsilon_y + \sqrt{3} \cdot \gamma_{xy}}{4}$$

$$\varepsilon_y = \frac{4\varepsilon_c - \varepsilon_x - \gamma_{xy}\sqrt{3}}{3}$$

$$\varepsilon_y = \frac{\gamma_{xy}\sqrt{3} + 4\varepsilon_b - \varepsilon_x}{3}$$

$$\gamma_{xy} := \frac{2\sqrt{3}(\varepsilon_c - \varepsilon_b)}{3}$$

$$\gamma_{xy} = 11.55$$

Cálculo de μ de la probeta de fibra de vidrio

$$\mu := \frac{\varepsilon_y}{\varepsilon_x}$$

$$\mu = 0.29$$

Cálculo del coeficiente de Poisson práctico de las fibras

Cálculo del coeficiente de Poisson de la fibra de vidrio

μ = Coeficiente de Poisson del compuesto

μ_m = Coeficiente de Poisson de la matriz

μ_f = Coeficiente de Poisson de la fibra

V_m (%) = Volúmen de matriz

V_f (%) = Volúmen de fibra

$$\mu := 0.30$$

$$\mu_m := 0.35$$

$$V_m := 0.6$$

$$V_f := 0.4$$

$$\mu = \mu_f \cdot V_f + \mu_m \cdot V_m$$

$$\mu_f := \frac{(\mu - \mu_m \cdot V_m)}{V_f}$$

$$\mu_f = 0.23$$

Cálculo del módulo de Elasticidad práctico de las fibras

Cálculo del módulo de Elasticidad de la fibra de vidrio

E (GPa) = Módulo de Elasticidad del compuesto

E_m (GPa) = Módulo de elasticidad de la matriz

E_f (GPa) = Módulo de elasticidad de la fibra

V_m (%) = Volúmen de matriz

V_f (%) = Volúmen de fibra

$$E := 41.88$$

$$E_m := 17.37$$

$$V_m := 0.6$$

$$V_f := 0.4$$

$$E = E_f \cdot V_f + E_m \cdot V_m$$

$$E_f := \frac{(E - E_m \cdot V_m)}{V_f}$$

$$E_f = 78.64 \text{ GPa}$$

Cálculo del módulo de Cortante de las probetas

Cálculo del módulo de Cortante de la probeta de fibra de vidrio

G (GPa) = Módulo de cortante del compuesto

G_m (GPa) = Módulo de cortante de la matriz

G_f (GPa) = Módulo de cortante de la fibra

V_m (%) = Volúmen de matriz

V_f (%) = Volúmen de fibra

$$G_m := 6.43$$

$$G_f := 12.73$$

$$V_m := 0.6$$

$$V_f = 0.4$$

$$\frac{1}{G} = \left(\frac{V_f}{G_f} \right) + \left(\frac{V_m}{G_m} \right)$$

$$G := \left[\left(\frac{V_f}{G_f} \right) + \left(\frac{V_m}{G_m} \right) \right]^{-1}$$

$$G = 8.02 \text{ GPa}$$

6.2 TABLAS DE RESULTADOS

Tabla 6-1: Porcentajes de mezcla utilizados en la elaboración de las probetas

PORCENTAJES DE MEZCLA	
Fibra	0,4
Matriz	0,6

Tabla 6-2: Determinación del módulo de Elasticidad práctico en las probetas

CALCULO DEL MÓDULO DE ELASTICIDAD PRÁCTICO DE LAS PROBETAS ¹			
	VIDRIO-EPÓXICO	KEVLAR-EPÓXICO	CARBONO-EPÓXICO
dP(N)	6248,970	8224,050	11140,890
dL(m)	0,0009	0,0013	0,0004
L(m)	0,170	0,170	0,170
b(mm)	25,4667	25,4567	25,4600
d(mm)	1,1067	0,7633	1,0267
bd(mm ²)	28,1832	19,4319	26,1389
bd(m ²)	2,818E-05	1,943E-05	2,614E-05
E(Pa)	41.882.764.126,67	55.344.890.719,23	181.164.003.872,07
E(Gpa)	41,88	55,34	181,16

¹ Ensayo de tracción basado en la norma ASTM d3039

Tabla 6-3: Determinación de las deformaciones unitarias ϵ_x , ϵ_y , γ_{xy}

CÁLCULO DE LAS DEFORMACIONES UNITARIAS ϵ_x , ϵ_y , γ_{xy}									
	KEVLAR-EPÓXICO			CARBONO-EPÓXICO			VIDRIO-EPÓXICO		
	ϵ_x	ϵ_y	γ_{xy}	ϵ_x	ϵ_y	γ_{xy}	ϵ_x	ϵ_y	γ_{xy}
50 g	270,00	90,00	11,55	230,00	76,67	34,64	330,00	96,67	11,55
100 g	490,00	156,67	23,09	450,00	156,67	46,19	680,00	206,67	80,83
150 g	710,00	223,33	34,64	680,00	233,33	57,74	1010,00	316,67	138,56

Tabla 6-4: Cálculo del coeficiente de Poisson

CÁLCULO DEL COEFICIENTE DE POISSON PRÁCTICO ²			
	ν		
	VIDRIO-EPÓXICO	KEVLAR-EPÓXICO	CARBONO-EPÓXICO
50 g	0,2929	0,3333	0,3333
100 g	0,3039	0,3197	0,3481
150 g	0,3135	0,3146	0,3431
PROMEDIO	0,30	0,32	0,34

Tabla 6-5: Propiedades de la Matriz

PROPIEDADES DE LA MATRIZ****	
E_{MATRIZ} (GPa)	17,37
G (GPa)	6,43
ν_{MATRIZ}	0,35

**** Datos bibliográficos y de los proveedores de la matriz

Tabla 6-6: Cálculo de módulo de elasticidad práctico para fibras

CÁLCULO DE MÓDULO ELASTICIDAD PRÁCTICO DE LAS FIBRAS			
	E(Gpa)	E teórico(Gpa)	Error (%)
FIBRA DE VIDRIO	78,65	84	6,37
KEVLAR	112,31	130	13,61
FIBRA DE CARBONO	426,86	400	6,71

Tabla 6-7: Módulos cortantes de fibras

MÓDULO DE CORTANTE DE LAS FIBRAS ³	
	(Gpa)
FIBRA DE VIDRIO	12,73
KEVLAR	6,65
FIBRA DE CARBONO	10,64

2 Ensayo de flexión estática

3 dato del texto "numerical prediction of the mechanical properties of woven fabric composites" de V. Carvelli y C. Poggi

Tabla 6-8: Cálculo del Módulo cortante de las probetas

CÁLCULO DEL MÓDULO DE CORTANTE DE LAS PROBETAS	
	G(Gpa)
VIDRIO-EPÓXICO	8,02
KEVLAR-EPÓXICO	6,52
CARBONO-EPÓXICO	7,64

Tabla 6-9: Cálculo del coeficiente de Poisson de las fibras

CÁLCULO DEL COEFICIENTE DE POISSON DE LAS FIBRAS	
	ν
FIBRA DE VIDRIO	0,23
KEVLAR	0,28
FIBRA DE CARBONO	0,33

6.3 CALCULO DE MÓDULOS PARA COMPOSITES EN OTRAS PROPORCIONES Y COMPOSITES HÍBRIDOS

Tabla 6-10: Calculo para composites de un componente en otros porcentajes

MEZCLAS EN OTROS PORCENTAJES					
TIPO	% FIBRA	% MATRIZ	E(GPA)	G(GPA)	ν
Fibra de vidrio - epóxico	50	50	48,01	8,55	0,2918
	40	60	41,88	8,02	0,3035
	30	70	35,75	7,55	0,3151
Kevlar-epóxico	50	50	64,84	6,540	0,3157
	40	60	55,34	6,518	0,3225
	30	70	45,85	6,497	0,3294
Fibra de carbono-epóxico	50	50	222,11	8,018	0,3394
	40	60	181,16	7,642	0,3415
	30	70	140,22	7,299	0,3437

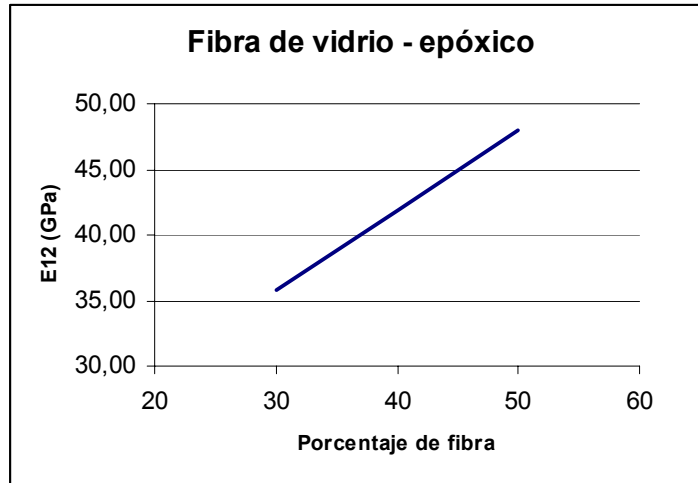


Figura 6-1: Variación del módulo de elasticidad con respecto del porcentaje de fibra de vidrio en la probeta

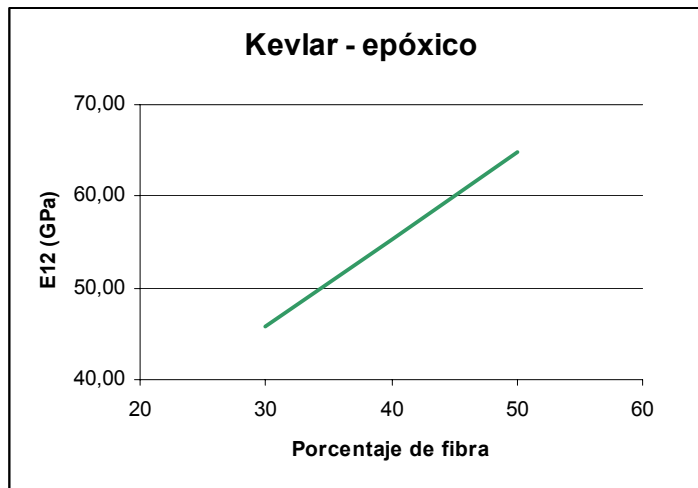


Figura 6-2: Variación del módulo de elasticidad con respecto del porcentaje de kevlar ® en la probeta

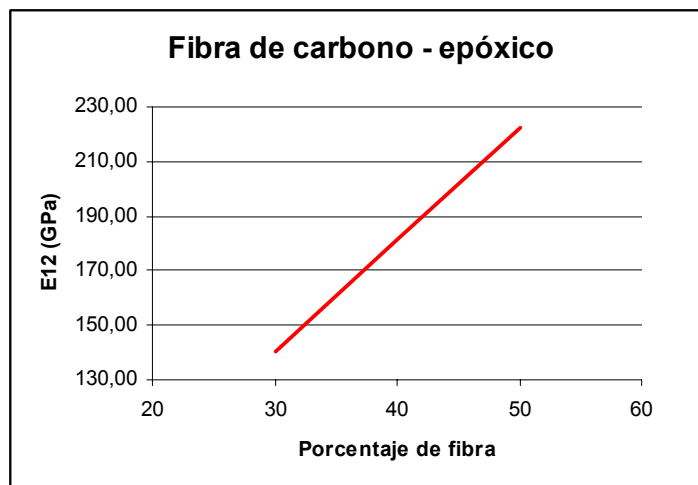


Figura 6-3: Variación del módulo de elasticidad con respecto del porcentaje de fibra de carbono en la probeta

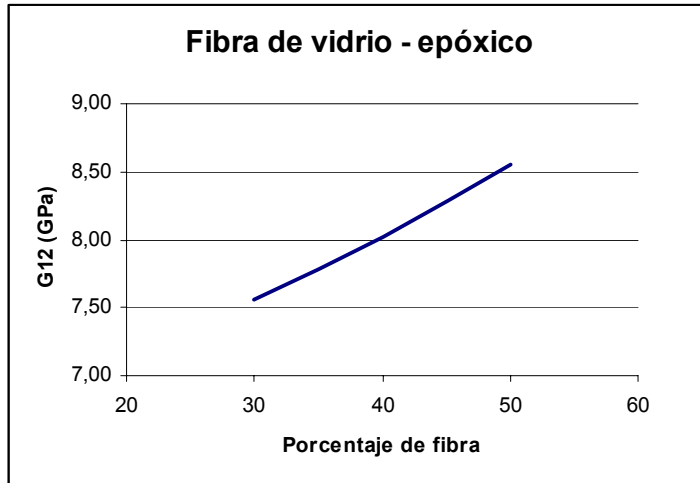


Figura 6-4: Variación del módulo de cortante con respecto del porcentaje de fibra de vidrio en la probeta

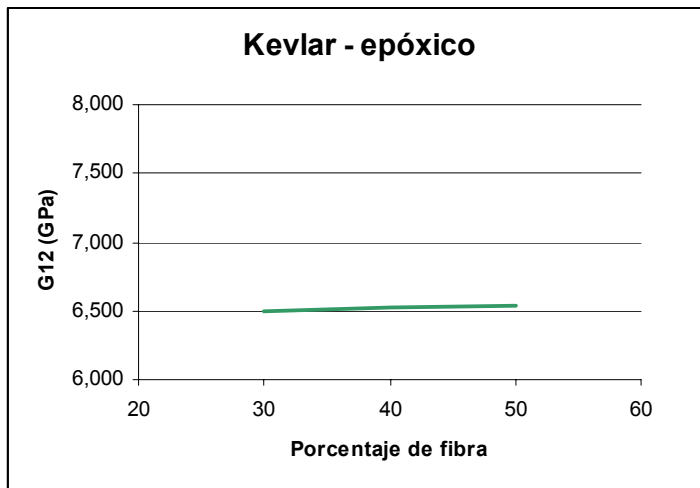


Figura 6-5: Variación del módulo de cortante con respecto del porcentaje de kevlar® en la probeta

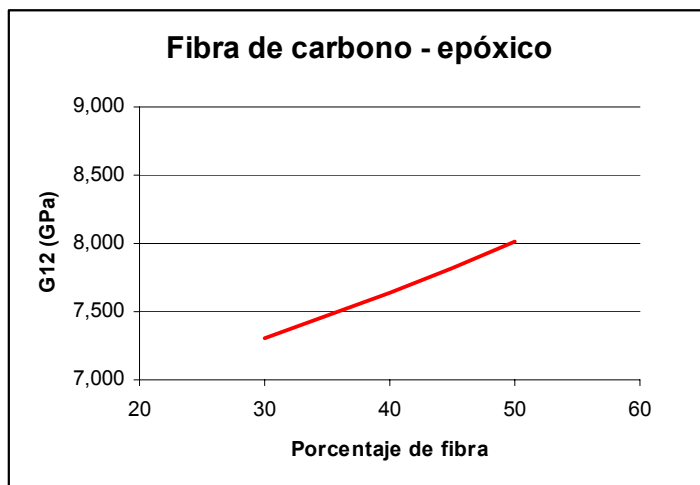


Figura 6-6: Variación del módulo de elasticidad con respecto del porcentaje de fibra de carbono en la probeta

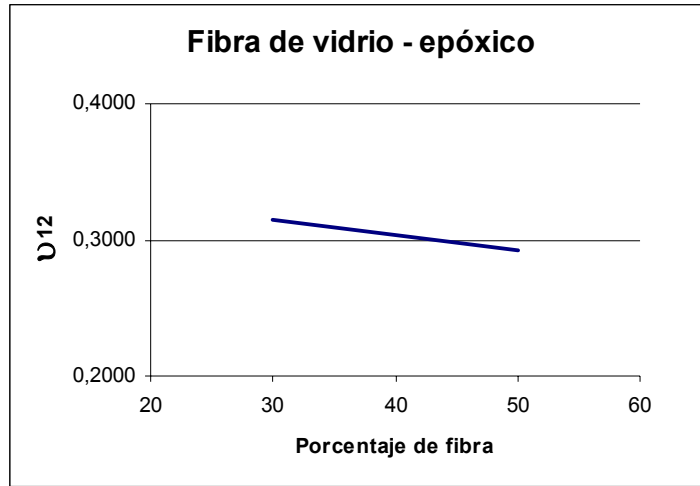


Figura 6-7: Variación del coeficiente de Poisson respecto del porcentaje de fibra de vidrio en la probeta

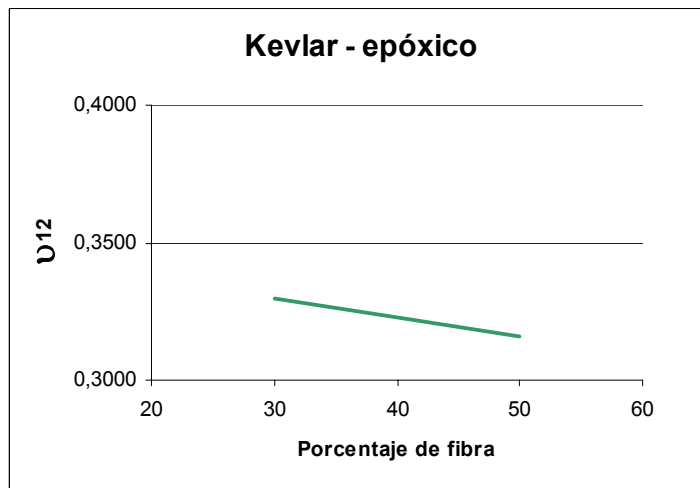


Figura 6-8: Variación del coeficiente de Poisson respecto del porcentaje de kevlar® en la probeta

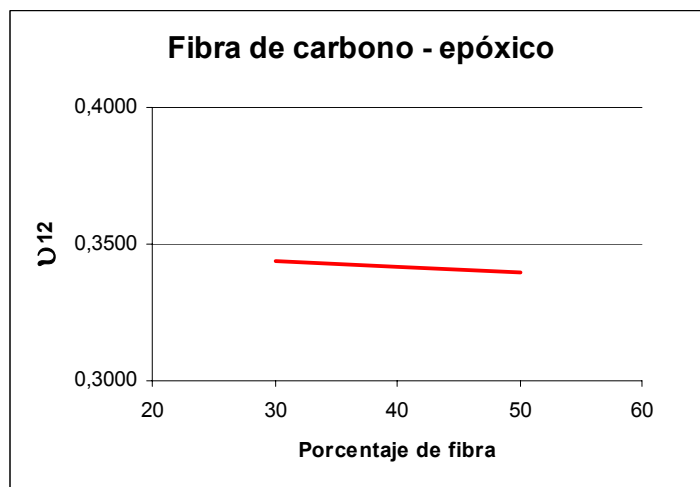


Figura 6-9: Variación del coeficiente de Poisson respecto del porcentaje de fibra de carbono en la probeta

Tabla 6-11: Calculo de propiedades para algunos composites híbridos

ALGUNOS COMPOSITES HÍBRIDOS								
TIPO	RELAC. F-M	PORCENTAJE DE COMPONENTES				E	G	U
		VIDRIO	KEVLAR	CARBONO	EPÓXICO	GPA	GPA	
Vidrio-epóxico	40-60	40	0	0	60	41,88	8,02	0,30
Kevlar-epóxico	40-60	0	40	0	60	55,34	6,52	0,32
Carbono-epóxico	40-60	0	0	40	60	181,16	7,64	0,34
Vidrio-kevlar-epóxico	40-60	20	20	0	60	48,61	7,19	0,31
vidrio-carbono-epóxico	40-60	20	0	20	60	111,52	7,83	0,32
kevlar-carbono-epóxico	40-60	0	20	20	60	118,25	7,04	0,33
vidrio-kevlar-carbono-epóxico	40-60	13,33	13,33	13,33	60	92,80	7,34	0,32
vidrio-kevlar-carbono-epóxico	40-60	10	20	10	60	83,43	7,11	0,32
vidrio-kevlar-carbono-epóxico	40-60	20	10	10	60	80,07	7,50	0,32
vidrio-kevlar-carbono-epóxico	40-60	10	10	20	60	114,89	7,41	0,33
vidrio-kevlar-carbono-epóxico	30-70	10	10	10	70	73,94	7,09	0,33
vidrio-kevlar-carbono-epóxico	50-50	16,67	16,67	16,67	50,00	111,65	7,60	0,32

6.4 MODELOS COMPUTACIONALES PARA VALIDACIÓN DE RESULTADOS UTILIZANDO SOFTWARE SOLIDWORKS 2004

Para realizar el análisis mediante software se utiliza la aplicación SolidWorks, que es una herramienta que provee la capacidad de realizar un análisis estático determinando las condiciones que nuestra necesidad exija. En este caso, para todas las probetas el croquis inicial será el mismo, y a partir del punto de extrusión se cambiará los valores de acuerdo a cada una de ellas.

Los valores ingresados serán un valor promedio obtenido de los valores medidos previo los ensayos de tracción que en este caso son los siguientes:

Tabla 6-12: Espesores promedio obtenidos de las probetas construidas

Espesor (mm)	
Fibra de vidrio	1,1
Fibra de carbono	1,03
Kevlar®	0,76

6.4.1 PROBETA DE FIBRA DE VIDRIO-EPÓXICO

Una vez que desarrollada la probeta de fibra de vidrio se procede a realizar el análisis de acuerdo a los pasos que determina el programa.

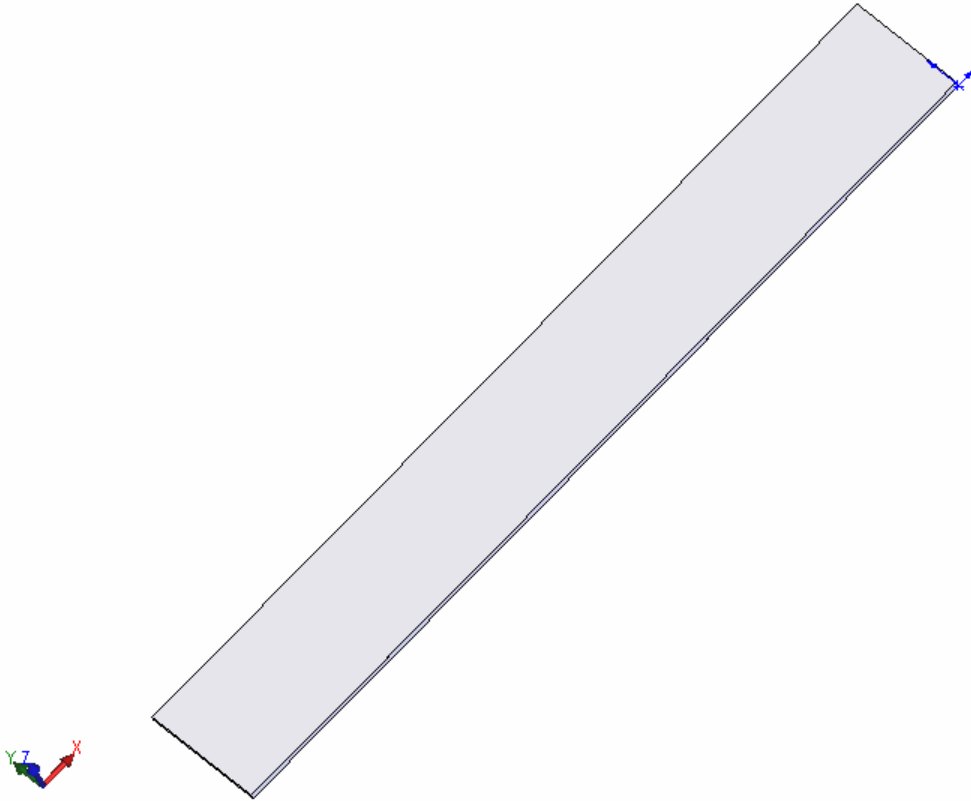


Figura 6-10: Simulación de la probeta la probeta fibra de vidrio-epóxico 40-60

Se procede a elegir los complementos de SolidWorks para lo cual en la barra de herramientas selecciono Complementos y selecciono Cosmos Works para activarlo.

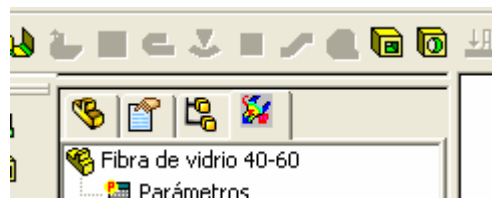


Figura 6-11: Activación del manager de cosmos Works

Una vez activado se realiza la selección del manager de Cosmos Works y realiza un estudio estático para esta simulación:

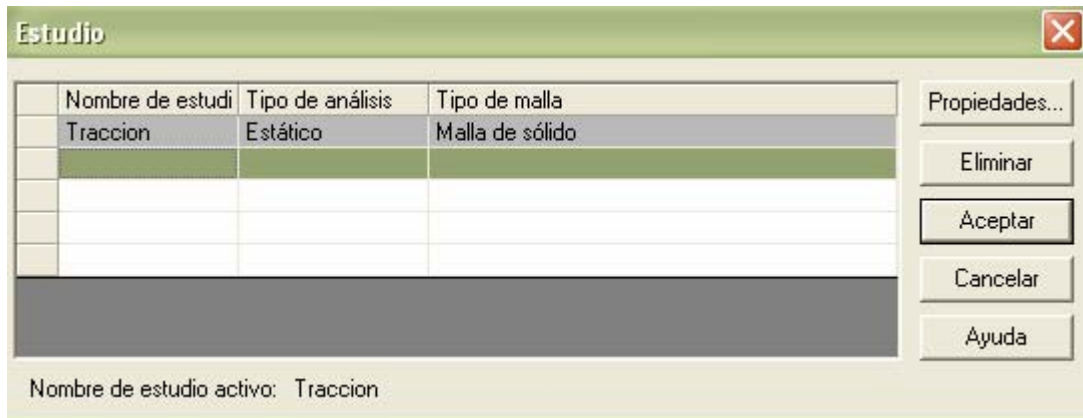


Figura 6-12: Selección del tipo de estudio a aplicar en la probeta la probeta fibra de vidrio-epóxico 40-60 simulada

Seleccionado el estudio se debe ingresar las características del material. Para el ingreso del material se utilizara un material personalizado por el usuario, el programa pide el ingreso de 20 propiedades físicas y mecánicas como: módulos de elasticidad en las tres direcciones, coeficiente de Poisson, módulos a cortante, densidad, resistencia a tracción, resistencia a compresión, esfuerzo a fluencia, coeficientes de expansión térmica en tres direcciones, conductividad térmica en tres direcciones y calor específico. Es importante mencionar que como material ortotrópico se debe ingresar valores en las dos direcciones, y no presentan estos materiales ningún tipo de fluencia de acuerdo con lo observado en las prácticas.

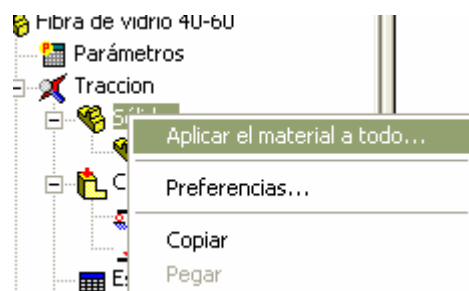


Figura 6-13: Selección de material

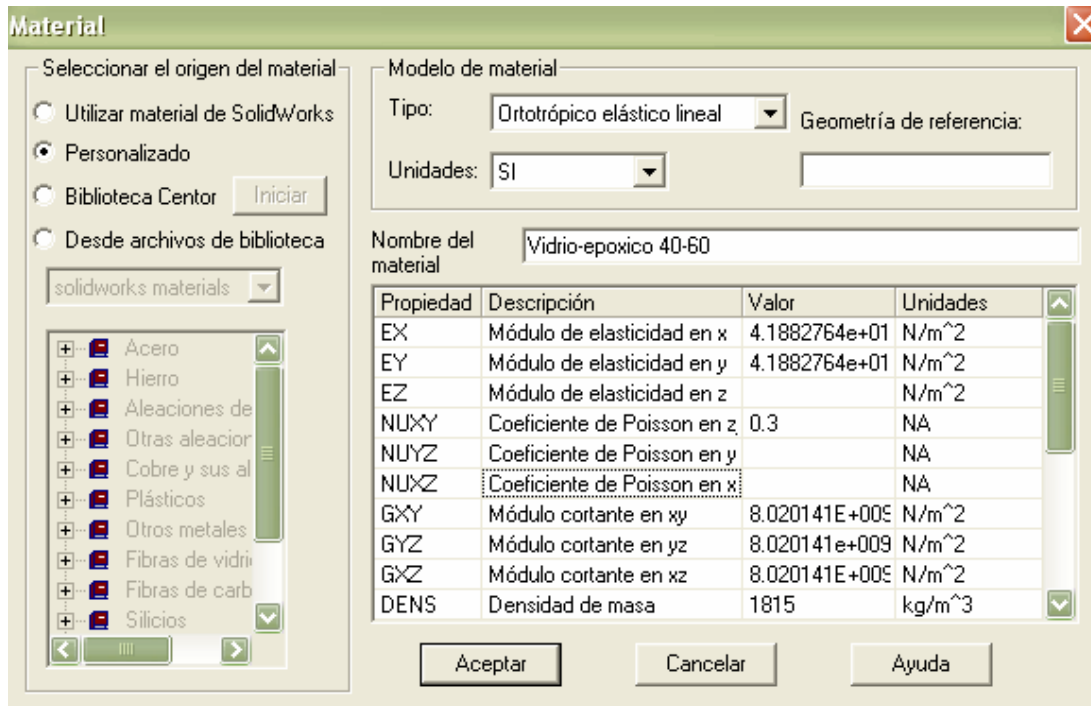


Figura 6-14: Ingreso de las propiedades para material fibra de vidrio-epoxico 40-60, el mismo que será aplicado a la probeta simulada

Una vez aplicado el material, es necesario ingresar las restricciones a las que estará sometido el elemento durante el ensayo. En este caso, la restricción será fijo en uno de los extremos de la probeta:

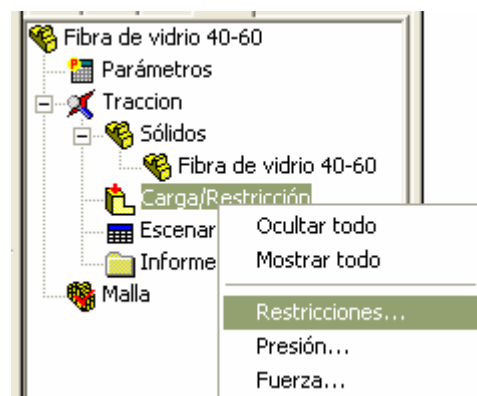


Figura 6-15: Selección de cargas / restricciones para la probeta

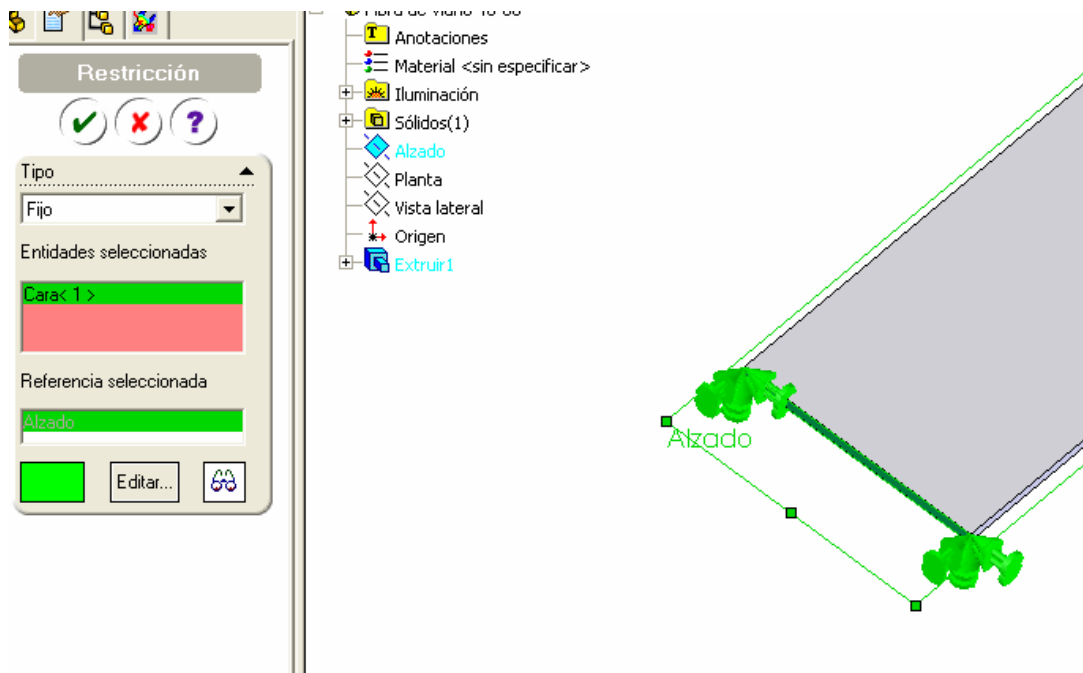


Figura 6-16: Visualización de las restricciones en la probeta fibra de vidrio-epóxico 40-60

Una vez aplicada la restricción, se procede a aplicar la carga, en este caso se toma la fuerza de tracción aplicada en el ensayo y se localizará en el extremo libre de la probeta:

:

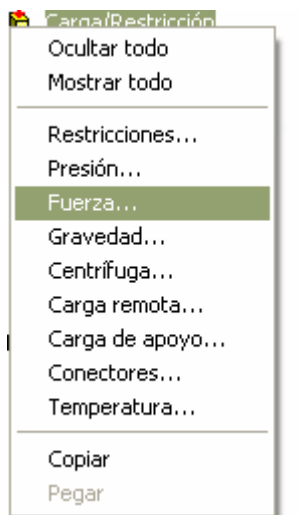


Figura 6-17: Selección de cargas / restricciones para la probeta

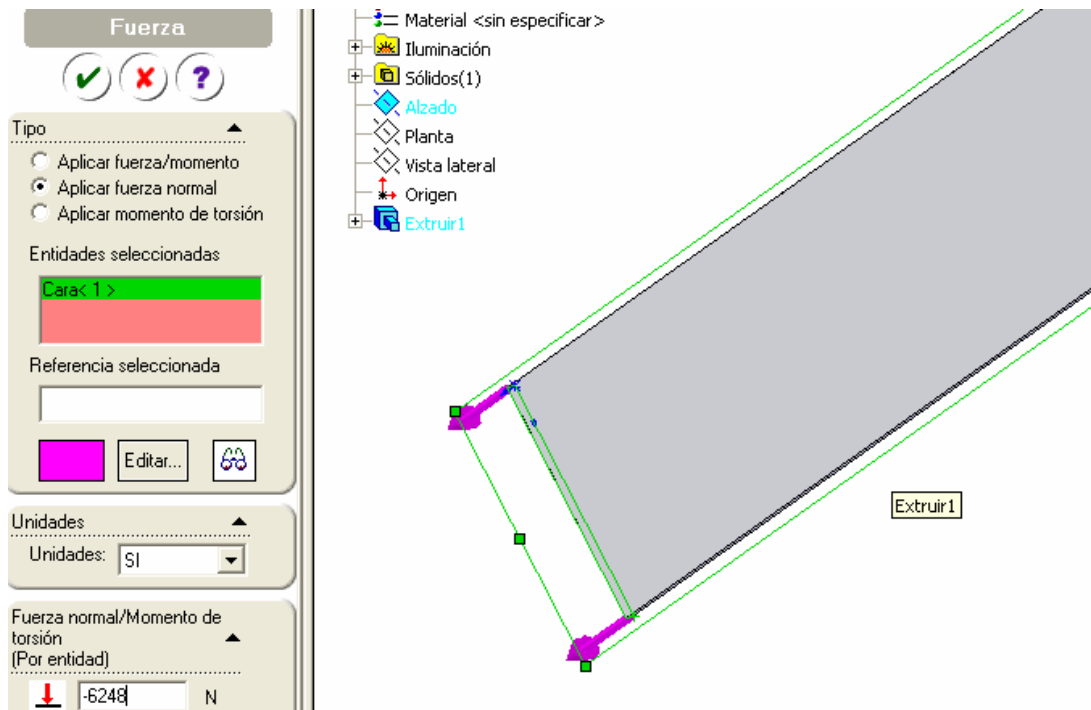


Figura 6-18: Visualización de las cargas aplicadas en la probeta fibra de vidrio-epóxico 40-60

A continuación se procede a generar un mallado estándar dando clic en crear malla:

Nombre de modelo: Fibra de vidrio 40-60
 Nombre de estudio: Traccion
 Tipo de malla: Malla de sólido

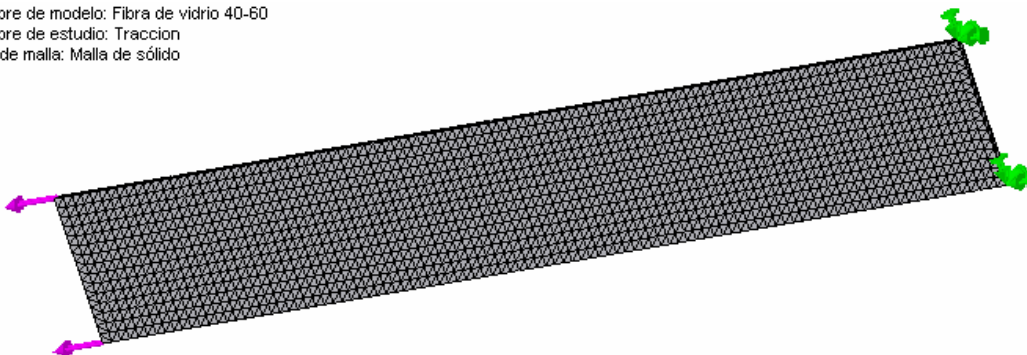


Figura 6-19: Visualización del mallado de la probeta de fibra de vidrio – epóxico 40-60

A continuación se ejecuta el estudio de la probeta, dando click derecho sobre el nombre del estudio:

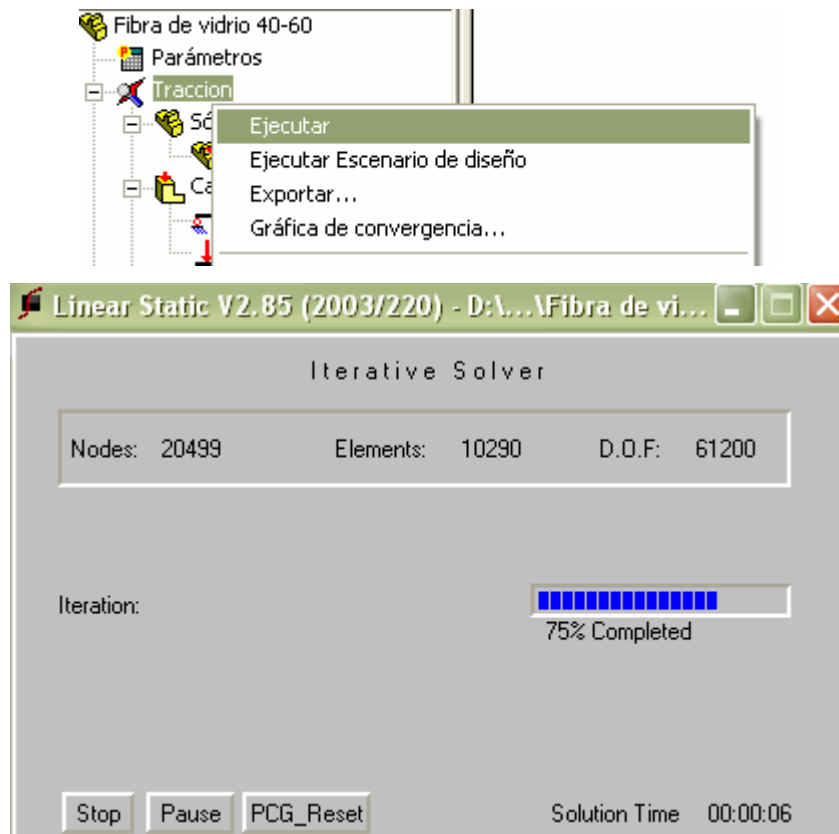


Figura 6-20: Ejecución del estudio

Ahora se generarán los informes respectivos:

Nombre de modelo: Fibra de vidrio 40-60
 Nombre de estudio: Traccion
 Tipo de trazado : Static Esfuerzo nodal-Trazado1
 Escala de deformación: 18.0417

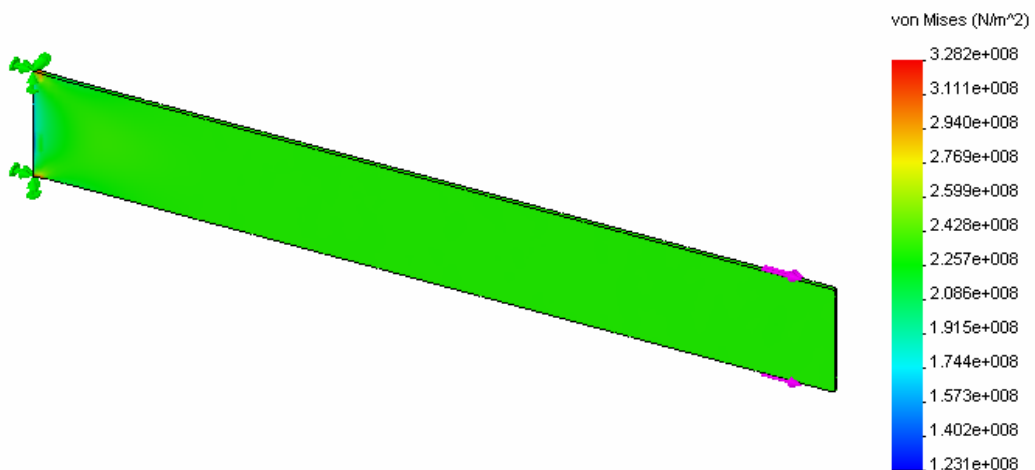


Figura 6-21: Las tensiones de Von Mises indican que se ha superado el límite elástico, pues el material demostró tener una mínima fluencia

Nombre de modelo: Fibra de vidrio 40-60
Nombre de estudio: Traccion
Tipo de trazado : Desplazamiento estático-Trazado1
Escala de deformación: 18.0315

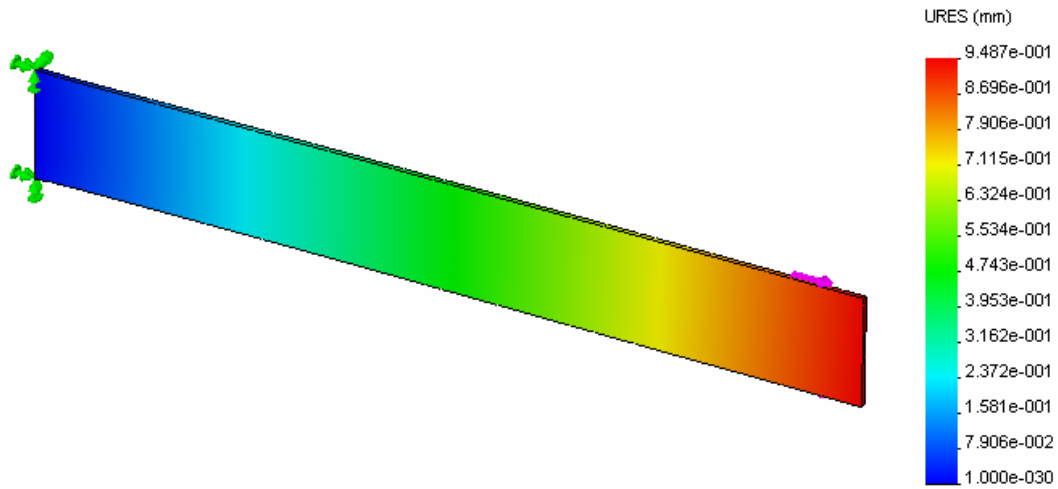


Figura 6-22: Se observa que la deformación del elemento alcanza 0.9487 mm, similar a lo obtenido en los ensayos ejecutados en el laboratorio (0.9 mm)

Nombre de modelo: Fibra de vidrio 40-60
Nombre de estudio: Traccion
Tipo de trazado : Verificación de diseño-Trazado1
Criterio: Esfuerzo de von Mises máx.
Distribución de factor de seguridad: FDS mín. = 1.3

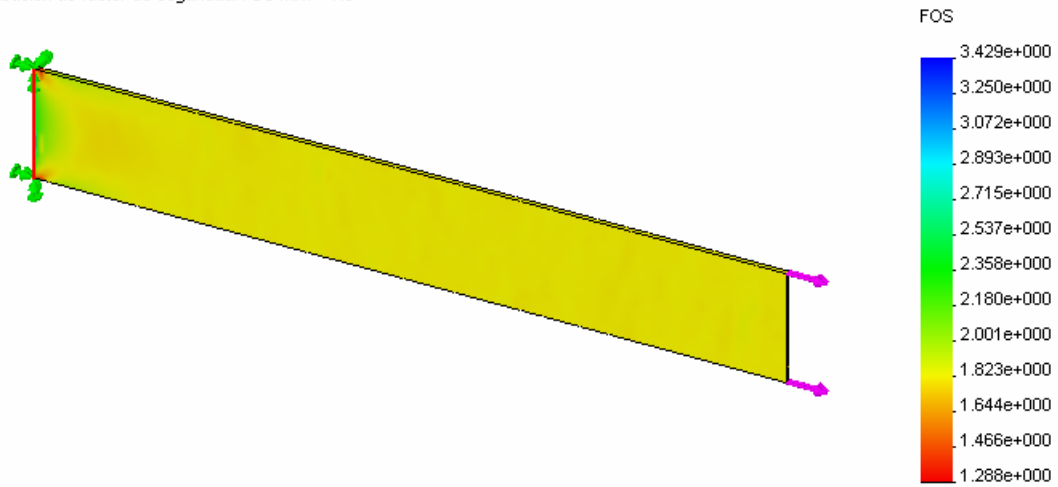


Figura 6-23: Al igual que en el ensayo, el elemento fallará pues necesita un factor de seguridad de 3.429 para resistir al ensayo de tracción aplicado

6.4.2 PROBETA DE FIBRA DE CARBONO-EPÓXICO

Una vez que tenemos la probeta de fibra de carbono se procede a realizar el análisis de acuerdo a los pasos que determina el programa.

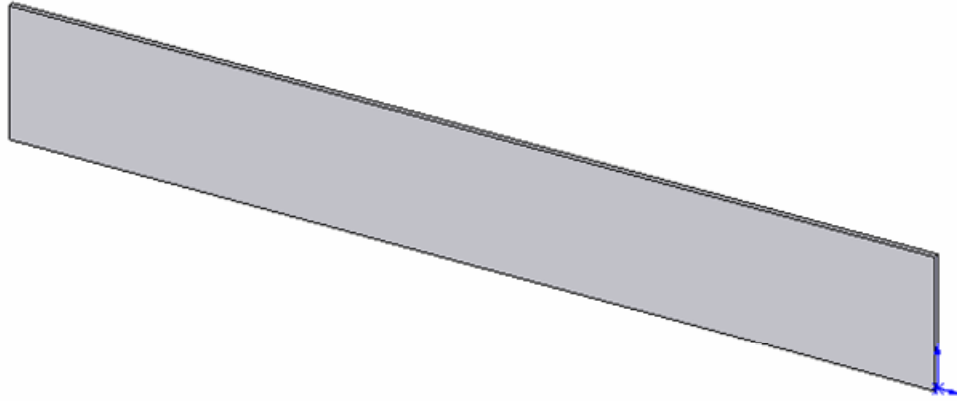


Figura 6-24: Simulación de la probeta la probeta fibra de carbono-epóxico 40-60

Se procede a elegir los complementos de SolidWorks para lo cual en la barra de herramientas se elige Complementos y se selecciona Cosmos Works para activarlo

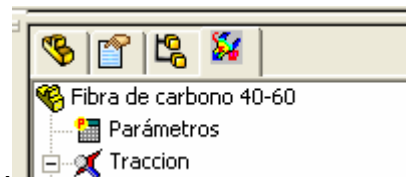


Figura 6-25: Activación del manager de cosmos Works

Una vez activado se realiza la selección del manager de Cosmos Works y se desarrolla un estudio estático para esta simulación:

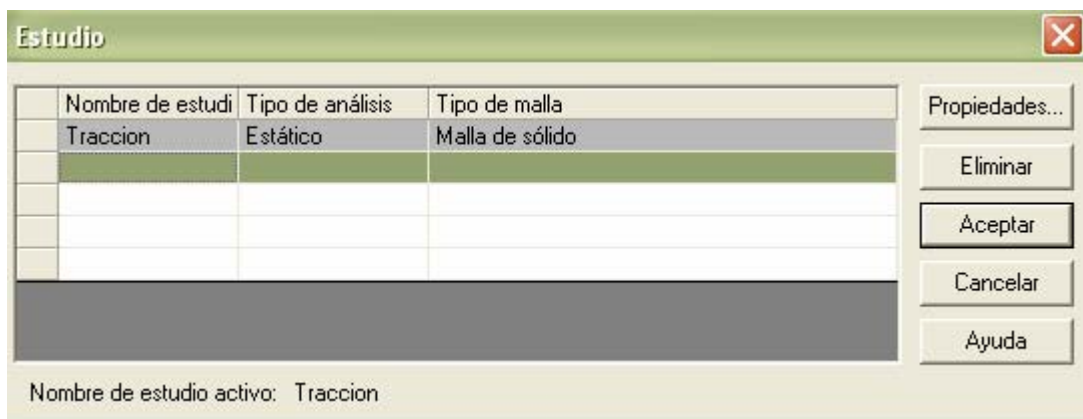


Figura 6-26: Selección del estudio a aplicar en la probeta fibra de carbono-epóxico 40-60

Al igual que en la fibra de vidrio se ingresa la propiedad de los materiales. Es importante mencionar que como material ortotrópico se ingresa valores en las dos direcciones.

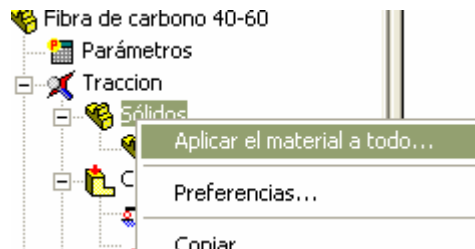


Figura 6-27: Selección de material

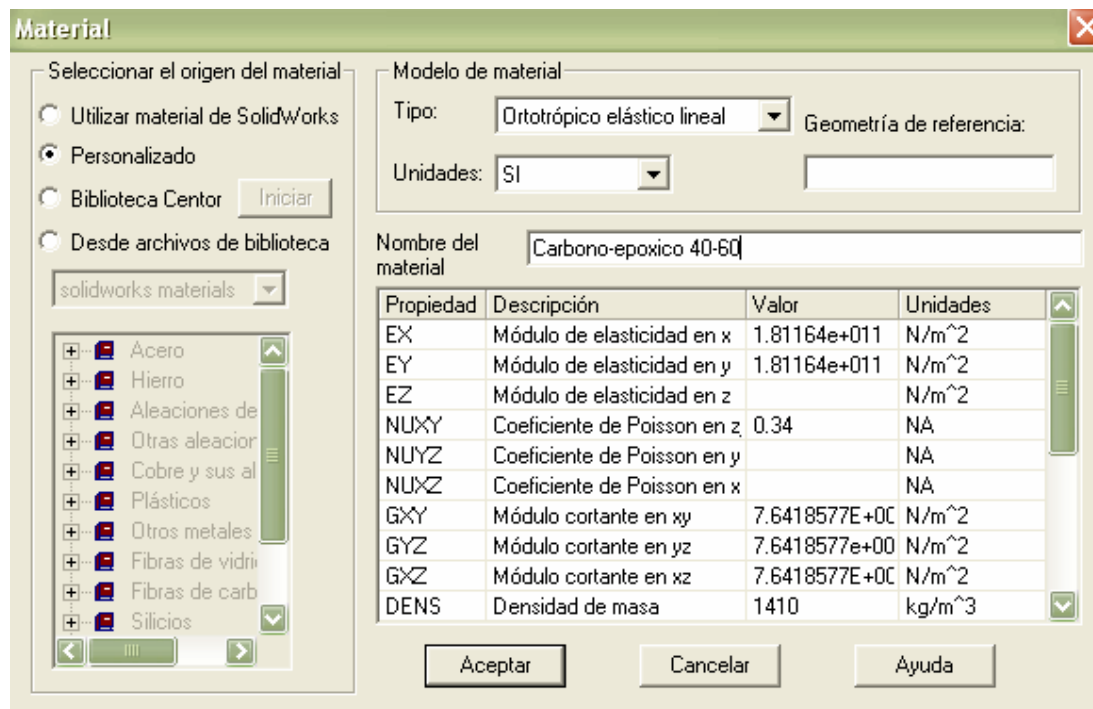


Figura 6-28: Ingreso de las propiedades para material fibra de carbono-epóxico 40-60, el mismo que será aplicado a la probeta simulada

Una vez aplicado el material, es necesario ingresar las restricciones a las que estará sometido el elemento durante el ensayo. En este caso, la restricción será fijo en uno de los extremos de la probeta:

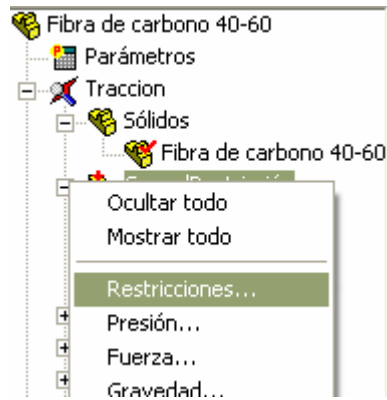


Figura 6-29: Selección de cargas / restricciones para la probeta

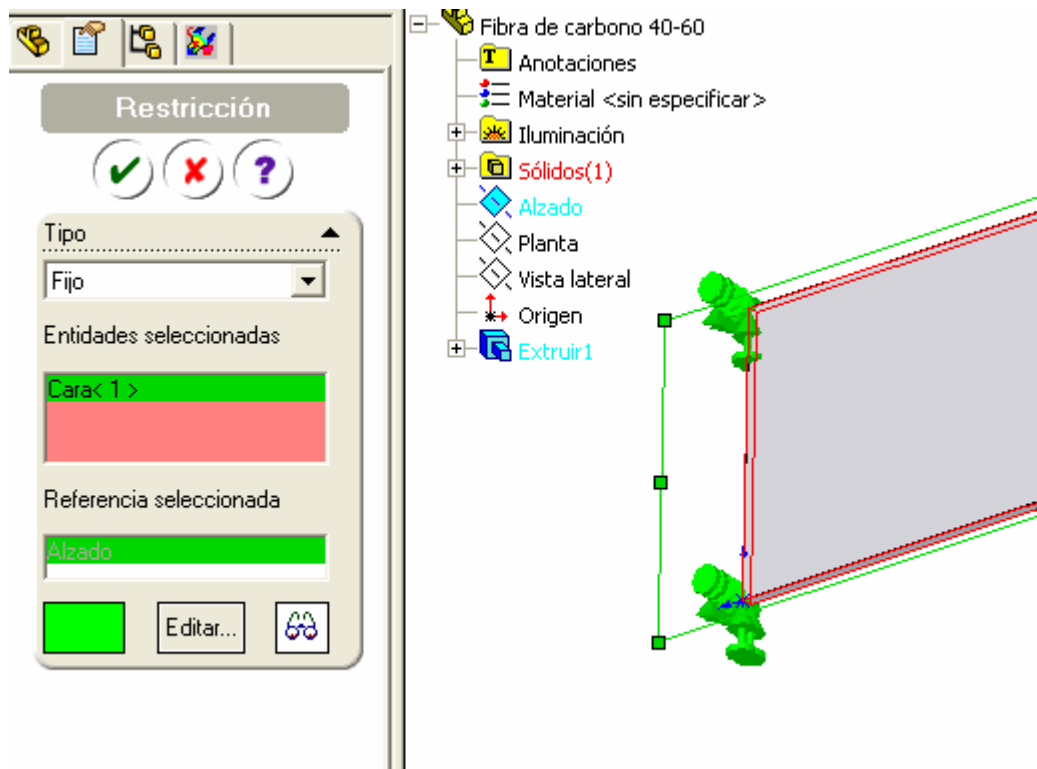


Figura 6-30: Visualización de las restricciones en la probeta fibra de carbono-epóxico 40-60

Una vez aplicada la restricción, se procede a aplicar la carga, en este caso se toma la fuerza de tracción aplicada en el ensayo y se localiza en el extremo libre de la probeta:

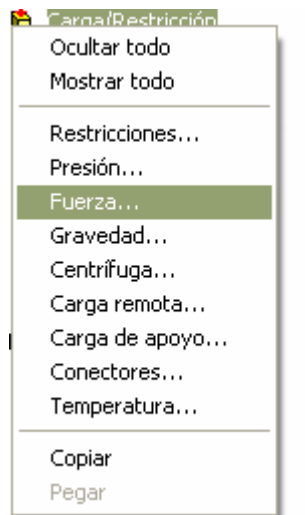


Figura 6-31: Selección de cargas / restricciones para la probeta

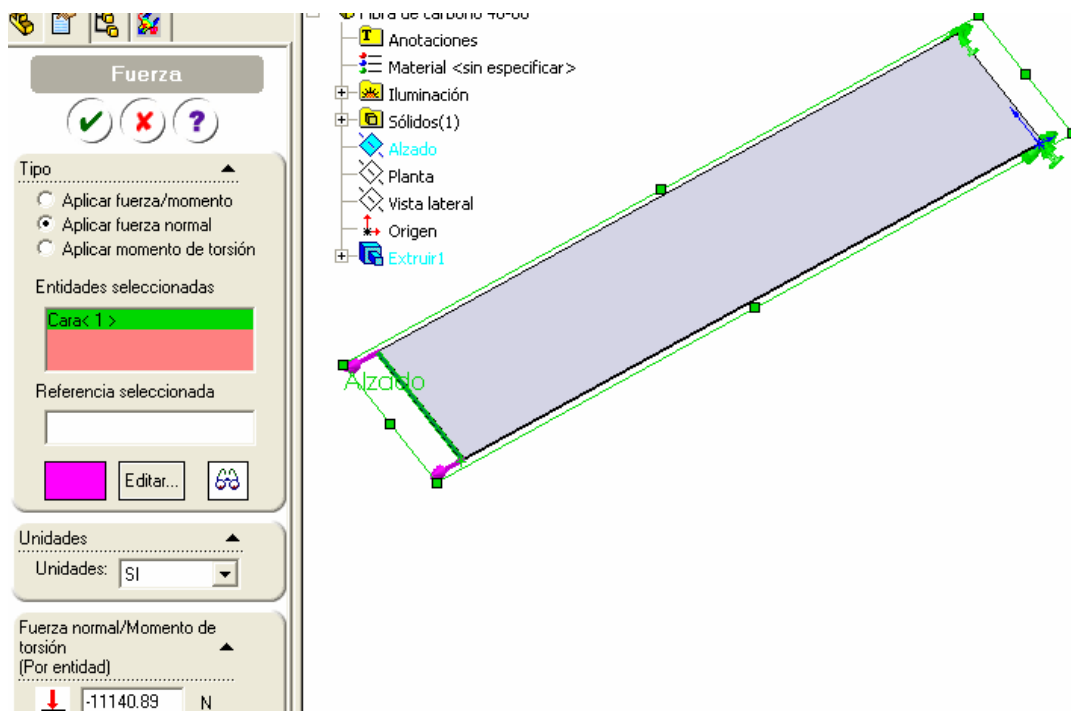


Figura 6-32: Visualización de las cargas aplicadas en la probeta fibra de carbono-epóxico 40-60

A continuación se procede a generar un mallado estándar dando clic en crear malla:

Nombre de modelo: Fibra de carbono 40-60
Nombre de estudio: Traccion
Tipo de malla: Malla de sólido

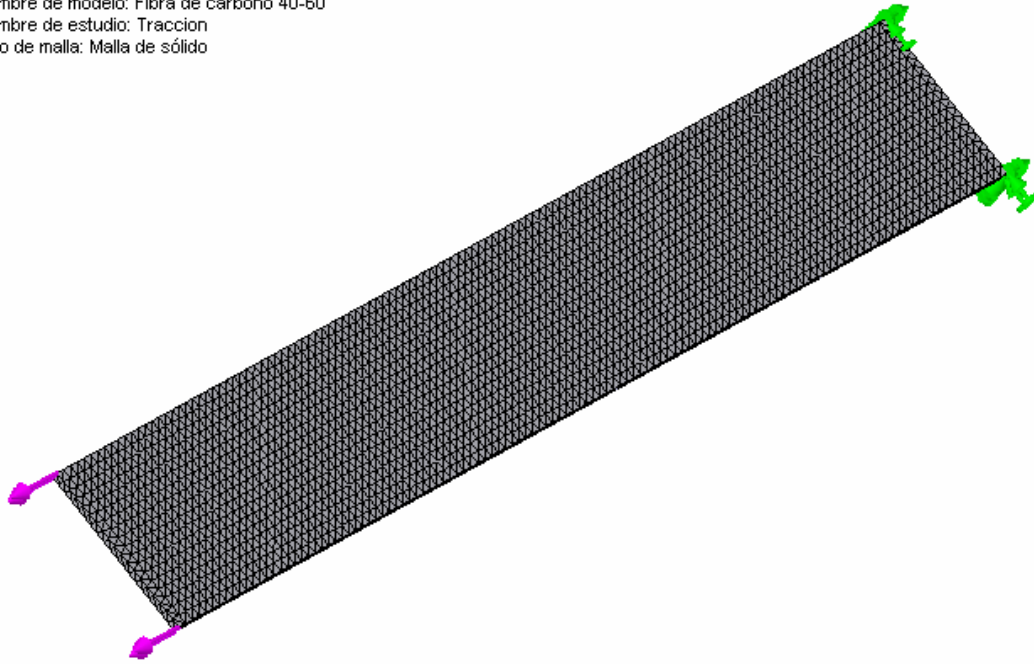


Figura 6-33: Visualización del mallado de la probeta de fibra de carbono – epóxico 40-60

A continuación se ejecuta el estudio de la probeta, dando click derecho sobre el nombre del estudio:

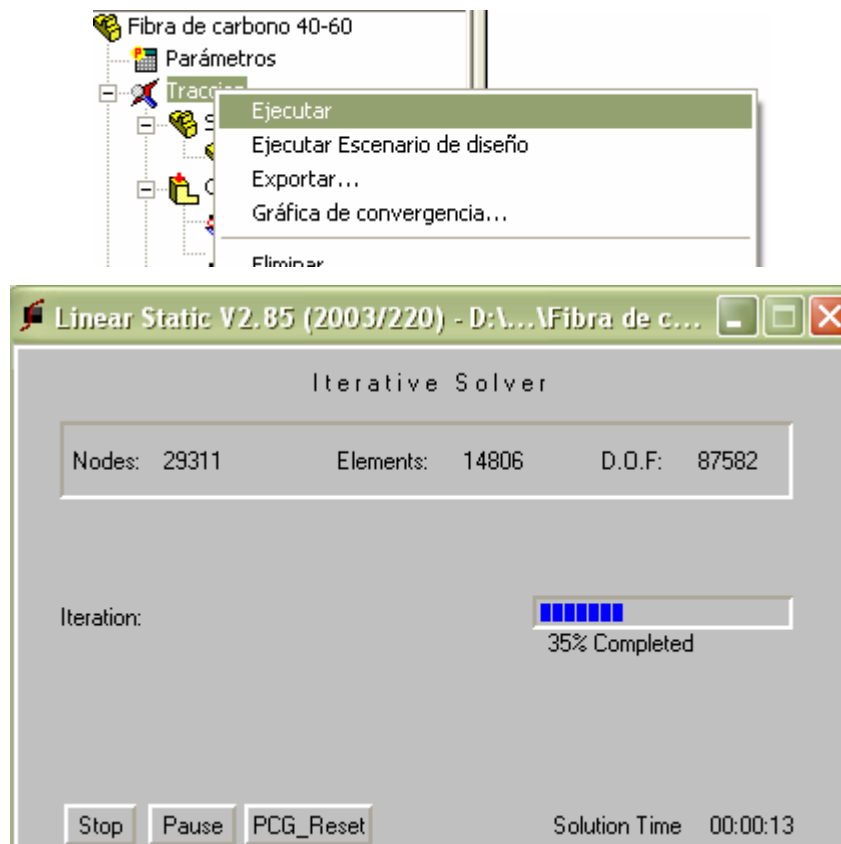


Figura 6-34: Ejecución del estudio

Ahora se generarán los informes respectivos:

Nombre de modelo: Fibra de carbono 40-60
Nombre de estudio: Traccion
Tipo de trazado : Static Esfuerzo nodal-Trazado1
Escala de deformación: 42.6177

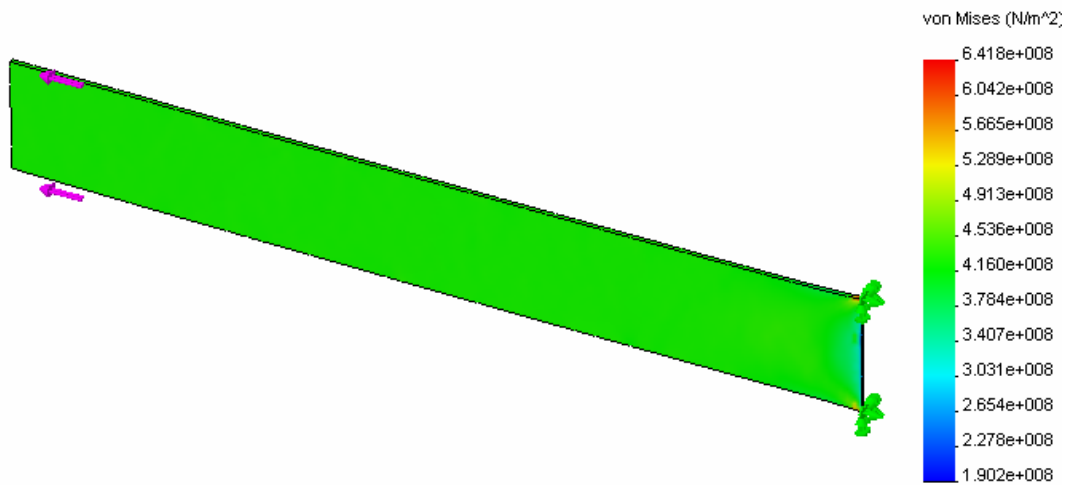


Figura 6-35: Las tensiones de Von Mises indican que se ha superado el límite elástico, pues el material demostró tener una mínima fluencia

Nombre de modelo: Fibra de carbono 40-60
Nombre de estudio: Traccion
Tipo de trazado : Desplazamiento estático-Trazado1
Escala de deformación: 42.6177

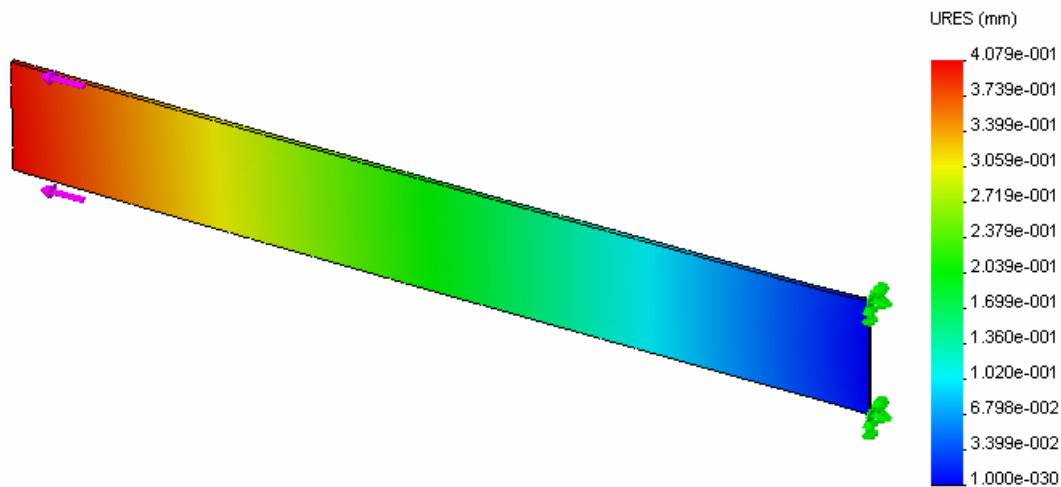


Figura 6-36: Se observa que la deformación del elemento alcanza 0.4079 mm, similar a lo obtenido en los ensayos ejecutados en el laboratorio (0.4 mm)

Nombre de modelo: Fibra de carbono 40-60
Nombre de estudio: Traccion
Tipo de trazado : Verificación de diseño-Trazado1
Criterio: Esfuerzo de von Mises máx.
Distribución de factor de seguridad: FDS mín. = 0.35

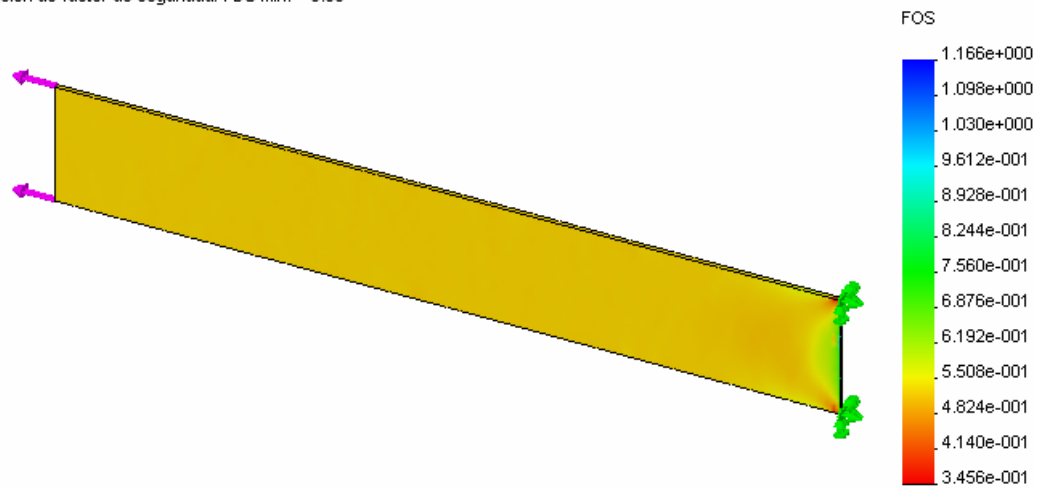


Figura 6-37: Al igual que en el ensayo, el elemento fallará pues necesita un factor de seguridad de 3.429 para resistir al ensayo de tracción aplicado

6.4.3 PROBETA DE KEVLAR®-EPÓXICO

Una vez que se tiene la probeta de fibra de carbono se procede a realizar el análisis de acuerdo a los pasos que determina el programa.

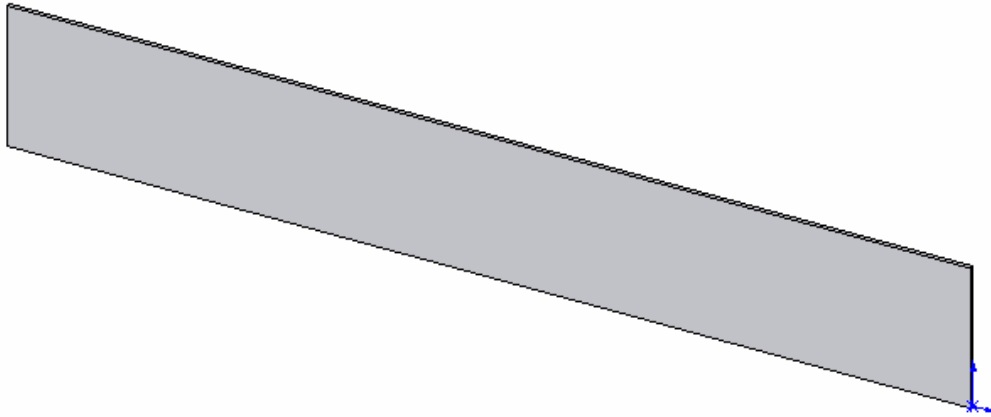


Figura 6-38: Simulación de la probeta la probeta kevlar-epóxico 40-60 en el programa SolidWorks

Se procede a elegir los complementos de SolidWorks para lo cual en la barra de herramientas se selecciona Complementos y se escoge Cosmos Works para activarlo.

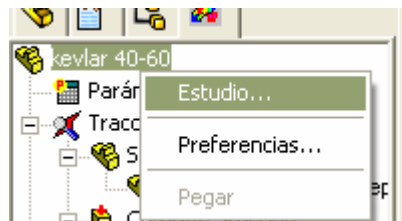


Figura 6-39: Activación del manager de cosmos Works

Una vez activado se realiza la selección del manager de Cosmos Works y se realiza un estudio estático para esta simulación:

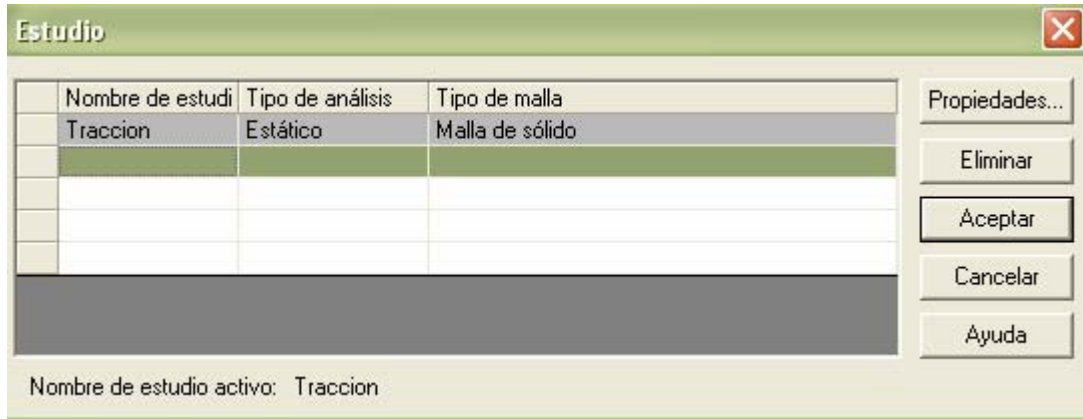


Figura 6-40: Selección del tipo de estudio a aplicar en la probeta la probeta kevlar-epóxico 40-60 simulada

Al igual que en la fibra de vidrio se ingresa la propiedad de los materiales. Es importante mencionar que como material ortotrópico se ha ingresado valores en las dos direcciones

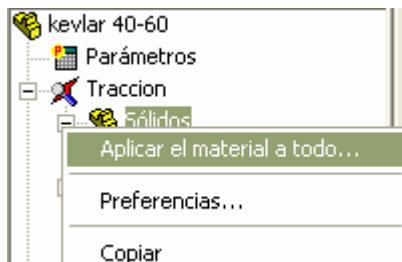


Figura 6-41: Selección de material

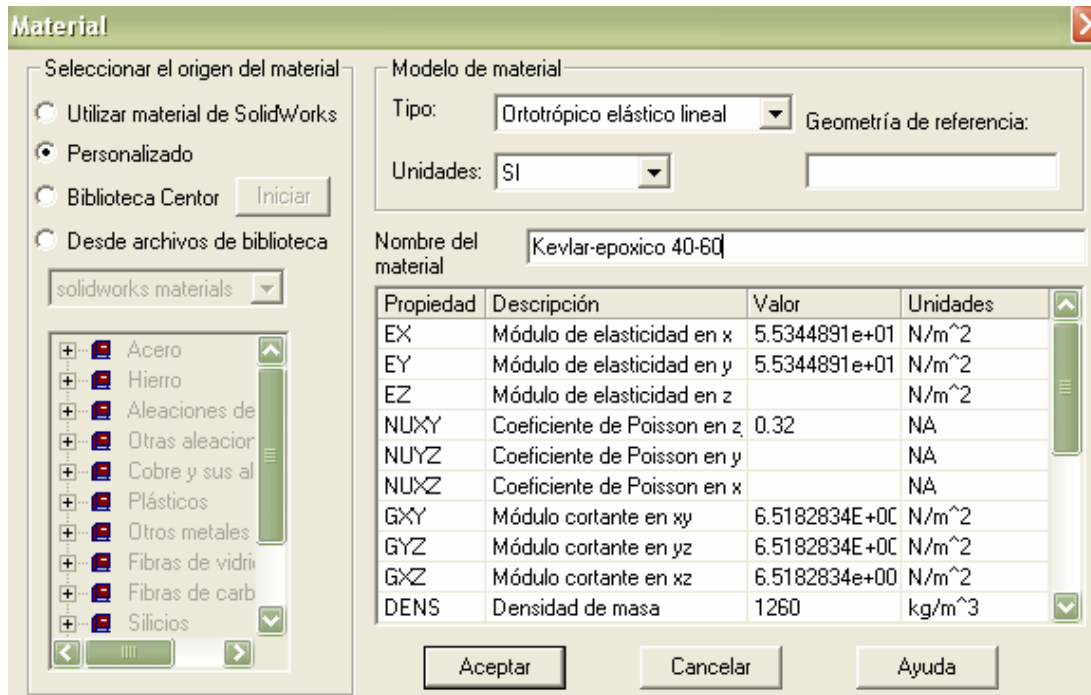


Figura 6-42: Ingreso de las propiedades para material kevlar-epóxico 40-60, el mismo que será aplicado a la probeta simulada

Una vez aplicado el material, es necesario ingresar las restricciones a las que estará sometido nuestro elemento durante el ensayo. En este caso, la restricción será fijo en uno de los extremos de la probeta:



Figura 6-43: Selección de cargas / restricciones para la probeta

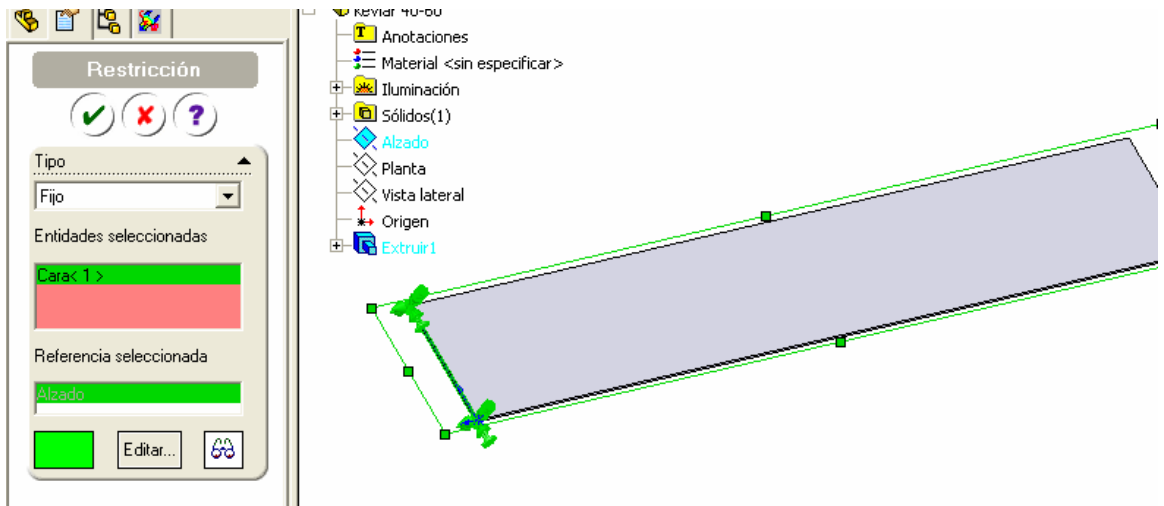


Figura 6-44: Visualización de las restricciones en la probeta kevlar-epóxico 40-60

Una vez aplicada la restricción, se procede a aplicar la carga, en este caso se toma la fuerza de tracción aplicada en el ensayo y se localiza en el extremo libre de la probeta:

:

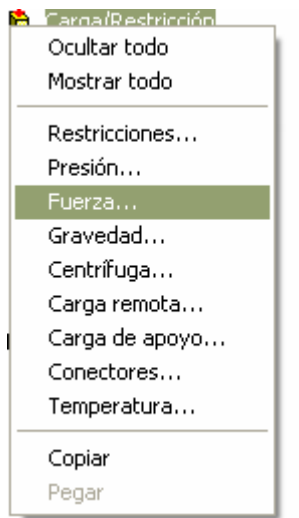


Figura 6-45: Selección de cargas / restricciones para la probeta

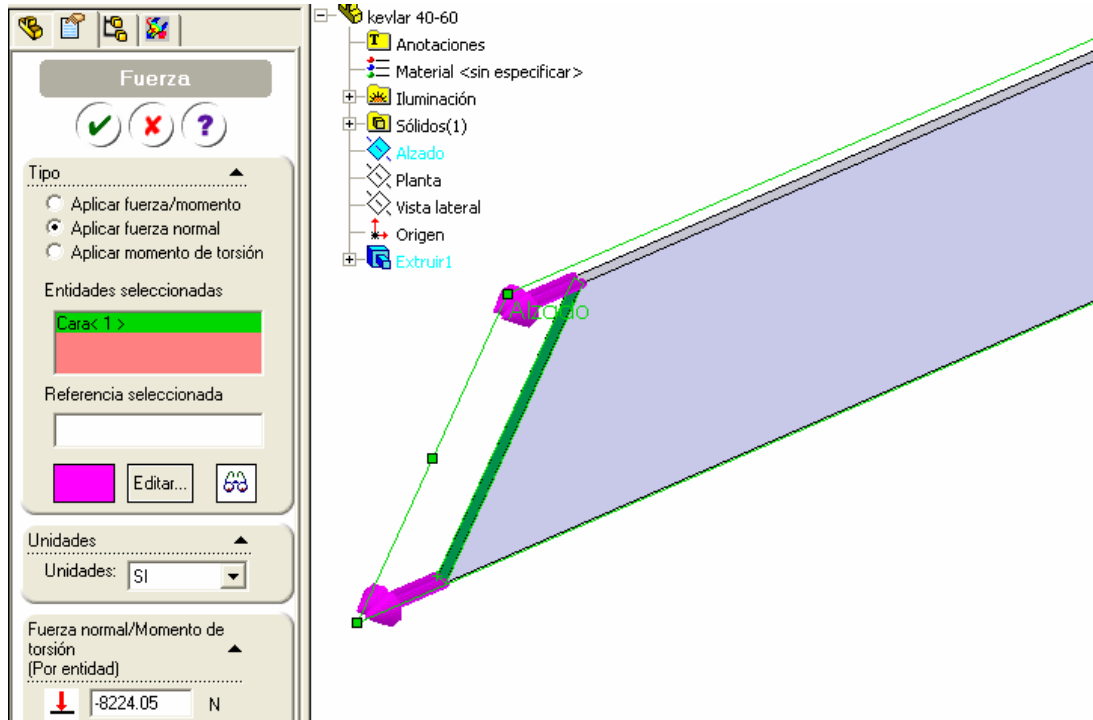


Figura 6-46: Visualización de las cargas aplicadas en la probeta kevlar-epóxico 40-60

A continuación se procede a generar un mallado estándar dando clic en crear malla:

Nombre de modelo: kevlar 40-60
 Nombre de estudio: Traccion
 Tipo de malla: Malla de sólido

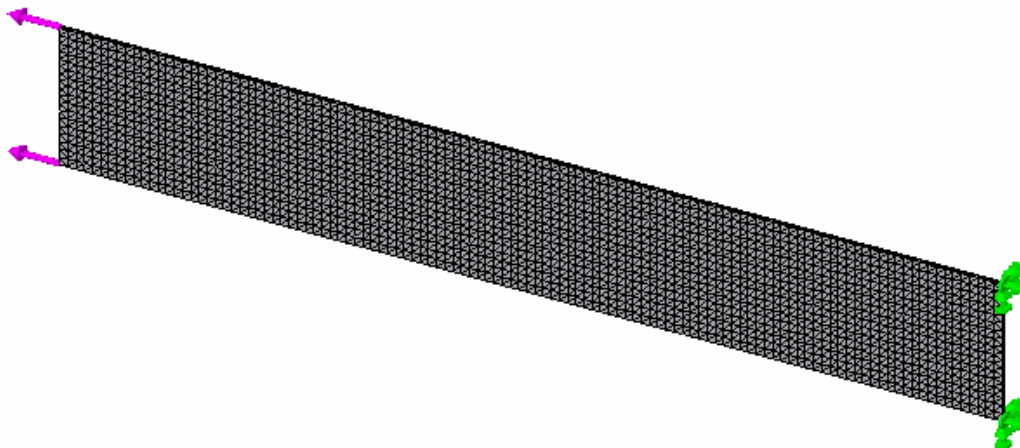


Figura 6-47: Visualización del mallado de la probeta de kevlar – epóxico 40-60

A continuación se ejecuta el estudio de la probeta, dando click derecho sobre el nombre del estudio:

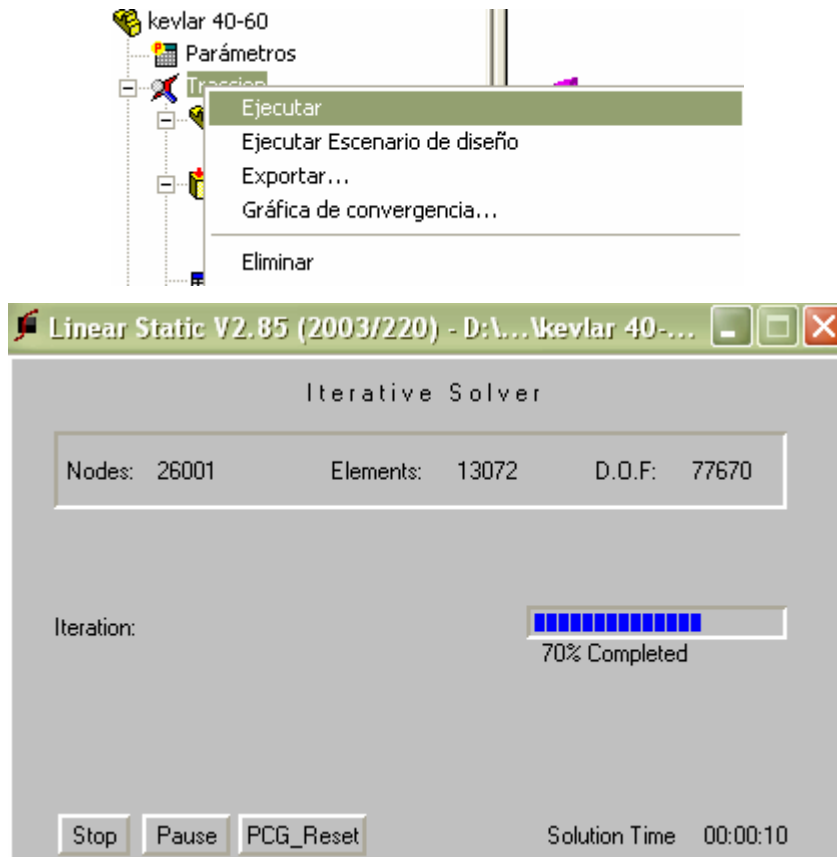


Figura 6-48: Ejecución del estudio

Ahora se generarán los informes respectivos:

Nombre de modelo: kevlar 40-60
 Nombre de estudio: Traccion
 Tipo de trazado : Static: Esfuerzo nodal-Trazado1
 Escala de deformación: 13.0021

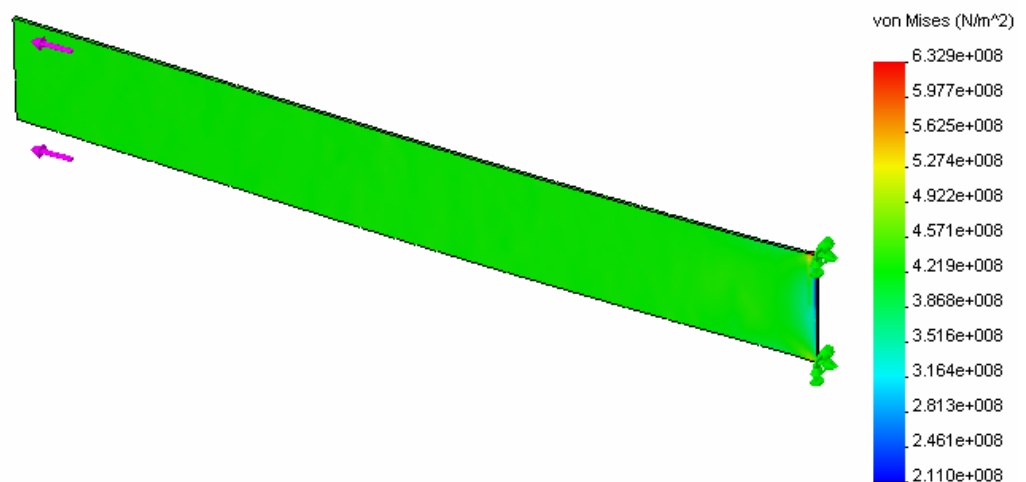


Figura 6-49: Las tensiones de Von Mises indican que se ha superado el límite elástico, pues nuestro material demostró tener una mínima fluencia

Nombre de modelo: kevlar 40-60
Nombre de estudio: Traccion
Tipo de trazado : Desplazamiento estático-Trazado1
Escala de deformación: 13.0021

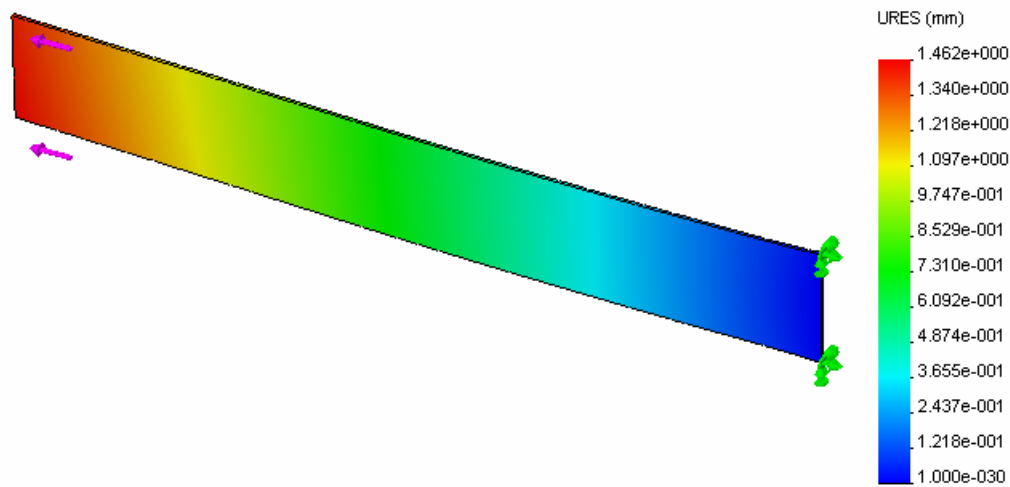


Figura 6-50: Se observa que la deformación del elemento alcanza 1.462 mm, similar a lo obtenido en los ensayos ejecutados en el laboratorio (1.3 mm)

Nombre de modelo: kevlar 40-60
Nombre de estudio: Traccion
Tipo de trazado : Verificación de diseño-Trazado1
Criterio: Esfuerzo de von Mises máx.
Distribución de factor de seguridad: FDS mín. = 0.67

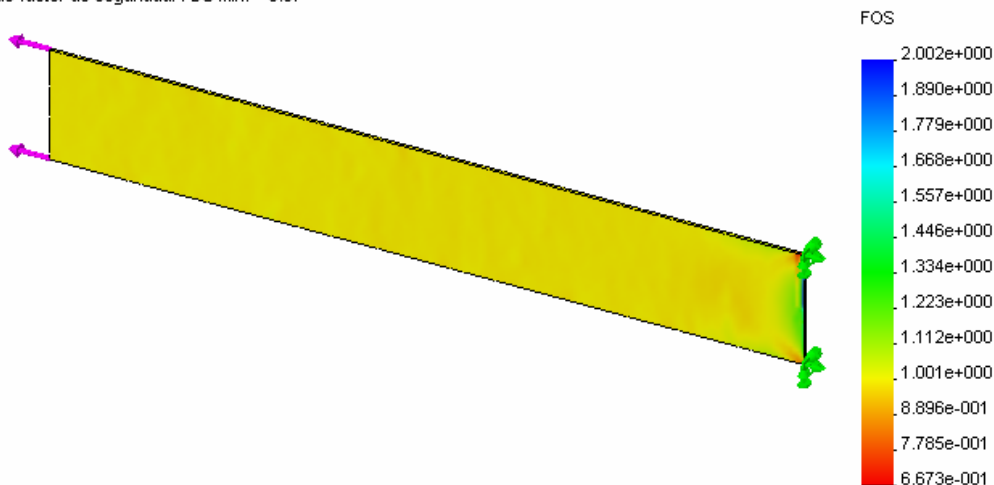


Figura 6-51: Al igual que en el ensayo, el elemento fallará pues necesita un factor de seguridad de 6.673 para resistir al ensayo de tracción aplicado

6.4.4 ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS COMPUTACIONALES

Los resultados obtenidos en cada uno de los análisis estáticos de las probetas en el software SolidWorks con Cosmos dan una visión de que tan correctos se encuentran los resultados obtenidos durante la ejecución

experimental práctica del presente proyecto. Para este caso particular, no interesará determinar el factor de seguridad mas adecuado, sino que interesará conocer cual es el desplazamiento que sufra el elemento y si realmente fallará el mismo con la fuerza aplicada en los ensayos, con el fin de conocer si los resultados obtenidos experimentalmente en el ensayo de tracción y aplicados al SolidWorks arrojan los resultados iguales a los obtenidos experimentalmente.

Los resultados obtenidos fueron los siguientes:

Tabla 6-13: Resultados de los modelos para validación de resultados

PROBETA	ΔL SOLIDWORKS	ΔL EXPERIMENT	ERROR %	FALLA EN SOLIDWORKS	FALLA EXPERIMENTAL
VIDRIO-EPÓXICO	0.9487	0.9	5.13	SI	SI
CARBONO-EPÓXICO	0.4079	0.4	1.94	SI	SI
KEVLAR-EPÓXICO	1.462	1.3	11.08	SI	SI

El error obtenido permite determinar que los valores obtenidos en los ensayos experimentales son correctos por lo que se puede aceptar además como válidos los demás resultados que se obtienen a partir de ellos.

INTENCIONALMENTE EN BLANCO

CAPITULO 7

ANÁLISIS DEL COSTO DEL PROYECTO

7.1 GENERALIDADES

La teoría sostenía, hace algunas décadas, que el crecimiento económico de un país se fundamentaba en el aumento de la inversión total; es decir, que el crecimiento dependía, primordialmente, del monto de recursos que se destinaba a inversión. Ello exigía grandes sacrificios a la comunidad al requerir aumentos importantes en ahorro, tanto interno como externo.

Posteriormente, modelos económicos más elaborados, establecieron que el crecimiento es consecuencia de realizar proyectos rentables, además de incrementos en la fuerza laboral empleada productivamente y de una serie de factores de difícil cuantificación o identificación; como por ejemplo, el desarrollo tecnológico.

La importancia de estos modelos recientes esta en que permiten concluir que se pueden aumentar las tasas de crecimiento económico de un país mediante la asignación de los escasos recursos de inversión disponibles hacia los proyectos económica y socialmente más rentables.

La pretensión de racionalizar técnicamente el proceso de toma de decisiones de inversión surge de la incertidumbre sobre el comportamiento futuro de ciertas variables que pueden afectar las distintas posibilidades que se le presentan al inversionista. Al menos en el sector privado, el interés en la maximización de los beneficios se ve matizado por la consideración de los riesgos en que se incurre con una inversión frente a otra.

Desde una perspectiva amplia o general evaluar implica emitir un juicio acerca de la bondad de un objeto o sujeto a evaluar. Se requiere emitir una opinión, para lo cual es necesario establecer parámetros de comparación, estos parámetros pueden provenir de diversas fuentes, tales como por

ejemplo: fuentes religiosas, morales, artísticas, estéticas, legales, etc.

En este caso, se trata de una evaluación Económica, esto significa que se limita el interés de la evaluación al contexto de la economía, o sea que se utiliza la lógica económica para evaluar. Los parámetros de comparación se obtienen considerando el enfoque de la Economía Positiva esto es, un enfoque que considera la realidad tal como es al contrario del enfoque de la Economía Normativa, que indica como deberían ser.

Utilizar la lógica económica implica utilizar el esquema de análisis llamado Costo-Beneficio, por lo tanto para evaluar económicamente un proyecto se le concibe como un ente generador de beneficios y utilizador de recursos a través del tiempo. De esta manera el problema principal de la evaluación económica es identificar costos y beneficios, medirlos y valorarlos comparablemente.

7.2 COSTOS

El término costo ofrece múltiples significados y no se conoce una definición que abarque todos sus aspectos.

El término “costo” tiene dos acepciones básicas:

- La suma de esfuerzos y recursos que se han invertido para producir una cosa.
- Lo que es sacrificado o desplazado en el lugar de la cosa elegida.

El primer concepto expresa los factores técnicos de la producción y se le llama costo de inversión, y el segundo manifiesta las posibles consecuencias económicas y se le conoce por costo de sustitución.

7.2.1 CLASIFICACIÓN DE LOS COSTOS

Existe una amplia gama de costos, los cuales son clasificados de diversas

maneras, sin embargo entre los más comunes e importantes están:

7.2.1.1 Costos fijos

Son aquellos que en su magnitud permanecen constantes o casi constantes, independientemente de las fluctuaciones en los volúmenes de producción y/o venta.

Resultan constantes dentro de un margen determinado de volúmenes de producción o venta.

Ejemplos: depreciaciones (método en línea recta), primas de seguros sobre las propiedades, rentas de locales, honorarios por servicios, etc.

7.2.1.2 Costos variables

Son aquellos costos que cambian directamente de acuerdo con la variación en el volumen de producción. Tienden a fluctuar en proporción al volumen total de la producción, de venta de artículos o la prestación de un servicio, se incurren debido a la actividad de la empresa.

Son aquellos cuya magnitud fluctúa en razón directa o casi directamente proporcional a los cambios registrados en los volúmenes de producción o venta, por ejemplo: la materia prima directa, la mano de obra directa cuando se paga destajo, impuestos sobre ingresos, comisiones sobre ventas.

7.2.1.3 Costos semivARIABLES

Son aquellos costos que cambian según las fluctuaciones en el volumen, pero gradualmente y no directamente. Tienen una raíz fija y un elemento variable, sufren modificaciones bruscas al ocurrir determinados cambios en el volumen de producción o venta. Como ejemplo de estos: materiales indirectos, supervisión, agua, fuerza eléctrica, etc.

7.3 COSTO DEL PROYECTO

7.3.1 COSTOS DE INVERSIÓN

7.3.1.1 Costo de la materia prima

En la presente investigación se ha utilizado como materia prima los siguientes elementos:

- Fibra de vidrio
- Kevlar
- Fibra de Carbono
- Resina epóxica
- Endurecedor

Costos de la materia prima utilizada

Tabla 5-1: Costos de la materia prima⁴

Símbolo	Descripción	Cantidad	Valor
Cfv	Costo de fibra de vidrio (e=0.008 plg)	36 plg largo x 38 plg ancho =0,882579 m ²	14,85
Cfc	Costo de fibra de carbono (e=0.017 plg)	36 plg largo x 50 plg ancho=1,16129 m ²	65,83
Ck	Costo de kevlar ® (e=0.01 plg)	36 plg largo x 50 plg ancho=1,16129 m ²	37,75
Cr	Costo de resina	1/4 galón = 0,946353 litros	30,19
Ce	Costo endurecedor	1/2 pinta = 0,236588 litros	11,83

En estos valores se hallan incluidos los valores por impuestos que en el caso de la Fuerza Aérea son solamente del 8% consistente en el manejo del material de Ohio, donde se fabrica hacia Miami donde se encuentra la oficina logística FAE. Desde ahí el transporte hacia el país no es posible determinar pues el material se envía en conjunto junto con otros materiales y elementos para aeronaves y es imposible acceder a datos de este costo por nuestra parte.

De acuerdo con la norma ASTM D3039, las probetas tienen una dimensión

⁴ Datos obtenidos de la empresa Fiberglass

de 25.38 cm. de largo por 2.54 cm. de ancho. Dando una superficie de 64.4652 cm² por probeta (0.006447 m²). Cada probeta fue elaborada con tres capas de fibra, por lo que el costo del material utilizado quedaría de la siguiente manera:

Tabla 5-2: Calculo de las cantidades de material utilizadas para construir las probetas

PROBETA DE FIBRA DE VIDRIO		
Superficie de fibra (3 capas)	m2	0,019341
Cantidad de resina	cm3	4,50
Cantidad de endurecedor	cm3	1,50
Numero de probetas		11
Porcentaje de desperdicio	%	5
Total de fibra	m2	0,22338855
Total de resina	cm3	51,98
Total de endurecedor	cm3	17,33
PROBETA DE KEVLAR		
Superficie de fibra (3 capas)	m2	0,019341
Cantidad de resina	cm3	5,52
Cantidad de endurecedor	cm3	1,84
Numero de probetas		11
Porcentaje de desperdicio	%	5
Total de fibra	m2	0,22338855
Total de resina	cm3	63,76
Total de endurecedor	cm3	21,25
PROBETA DE FIBRA DE CARBONO		
Superficie de fibra (3 capas)	m2	0,019341
Cantidad de resina	cm3	9,40
Cantidad de endurecedor	cm3	3,13
Numero de probetas		11
Porcentaje de desperdicio	%	5
Total de fibra	m2	0,22338855
Total de resina	cm3	108,52
Total de endurecedor	cm3	36,17

De aquí se puede deducir los costos de las probetas por unidad:

Tabla 5-3: Cálculo de costo de cada probeta a partir de la tabla 7.2

COSTO UNITARIO DE LAS PROBETAS	
	USD
Fibra de Vidrio-epóxico	0,54
Kevlar-epóxico	0,90
Fibra de Carbono-epóxico	1,55

Se obtiene que los costos totales de materia prima directa para los ensayos queda de la siguiente manera:

Tabla 5-4: Cálculo del costo total de materia prima directa

COSTO TOTAL MPD	
	USD
Fibra de Vidrio	3,76
Kevlar	7,26
Fibra de Carbono	12,66
Resina	7,15
Endurecedor	3,74
TOTAL	34,57

7.3.1.2 Costo de mano de obra

El trabajo fue desarrollado en el CIDFAE por los proyectistas Tnte. Pablo Donoso y Tnte. Cristhian Rodriguez, con la colaboración de un asistente y la supervisión directa del Comandante del CIDFAE, Sr. Mayo. Patricio Vinueza y del Sr. Comandante de la sección estructuras Sr. Mayo. Fernando Naranjo. El tiempo para la construcción de 5 a 6 probetas de cualquier material consta de 35 horas, que se dividen en 5 horas de el proceso de construcción propiamente dicho, 24 horas de curado ambiental, 1 hora de desmontaje de la probeta construida y 5 horas para corte y acabado de las mismas.

El detalle de la nómina queda de la siguiente manera (mensual):

Tabla 5-5: Detalle de costos de mano de obra involucrada en el proyecto

MANO DE OBRA DIRECTA	
Proyectistas(2)	1060,00
Ayudante	400,00
MANO DE OBRA INDIRECTA	
Comandante CIDFAE	1000,00
Jefe estructuras	800,00
Secretaria	480,00

Estos valores dan por hora de trabajo los siguientes valores tomando en cuenta 20 días de trabajo al mes y 8 horas diarias:

Tabla 5-6: Detalle de costos por hora de mano de obra

MANO DE OBRA DIRECTA	
Proyectistas(2)	6,63
Ayudante	2,50
MANO DE OBRA INDIRECTA	
Comandante CIDFAE	6,25
Jefe estructuras	5,00
Secretaria	3,00

Al haber invertido 11 horas de mano de obra en la construcción de 5 probetas, da como resultado 72.6 horas de trabajo para la construcción de 33 probetas dando un costo de mano de obra directa en cuanto a construcción se refiere de USD \$662.84 y para mano de obra indirecta de USD \$1034.55.

A este costo debe añadirse el valor de costo de los ensayos, que se detalla de la siguiente manera:

Tabla 5-7: Detalle de costos de ensayos ejecutados

Ensayo	Cantidad	Costo unitario	Total
Tracción	15	10	150
Flexión Estática	15	10	150
Roseta de deformación	3	10	30
Micrografías	9	10	90
Total			420

El tiempo invertido para la ejecución de los ensayos fue de aproximadamente 30 minutos por ensayo, por lo que al haber ejecutado 33 ensayos da en total de 16.5 horas invertidas en cada ensayo. Cada ensayo tiene costo similar de acuerdo a la tabla anterior por lo cual podríamos tomar un costo por hora de ensayo igual a USD\$25,45.

7.3.1.3 Otros costos

Debe añadirse a los costos el costo de las herramientas, equipos y otros materiales utilizados:

Elementos depreciables:

Tabla 5-8: Calculo de depreciación de los elementos utilizados en el proyecto

CANTIDAD	DENOMINACIÓN	COSTO UNITARIO	COSTO TOTAL	VIDA ÚTIL	DEPRECIACIÓN ANUAL
1	Tijeras para cortar kevlar	45,00	45,00	1	45,00
1	Cuchilla de corte para fibra de vidrio	18,00	18,00	1	18,00
1	Cuchilla de corte para fibra de carbono	26,00	26,00	1	26,00
3	Vasos graduados	5,00	15,00	1	5,00
1	Balanza electrónica	50,00	50,00	8	6,25
1	Maquina de ensayos universales	7000,00	7000,00	15	466,67
3	Rosetas de deformación	15,00	45,00	2	7,50
1	Equipo medidor de deformación unitaria	1500,00	1500,00	1	100,00
	Equipo de oficina	1200,00	0,00	5	240,00
TOTAL		9939,00			994,42

Para el cálculo de la depreciación se ha aplicado el método de la línea recta, obteniendo la depreciación anual que se encuentra al pie del cuadro. De esta depreciación podemos obtener una depreciación por hora de acuerdo al uso quedando de la siguiente manera:

Tabla 5-9: Depreciación por horas

DENOMINACIÓN	DEPRECIACIÓN ANUAL	DEPRECIACIÓN POR HORAS	HORAS DE USO	DEPRECIACIÓN TOTAL
Tijeras para cortar kevlar	45,00	0,0052	20,00	0,10
Cuchilla de corte para fibra de vidrio	18,00	0,0021	20,00	0,04
Cuchilla de corte para fibra de carbono	26,00	0,0030	20,00	0,06
Vasos graduados	5,00	0,0006	6,00	0,00
Balanza electrónica	6,25	0,0007	3,00	0,00
Maquina de ensayos universales	466,67	0,0540	7,50	0,41
Rosetas de deformación	7,50	0,0009	1,50	0,00
Equipo medidor de deformación unitaria	100,00	0,0116	1,50	0,02
Equipo de oficina	240,00	0,0278	8640,00	240,00
TOTAL	914,42			240,64

Material fungible:

Tabla 5-10: Costos de material fungible

Material de oficina	100,00
Otros (Transportes, material de protección personal, alojamiento, alimentación, electricidad, etc)	400,00
TOTAL	500

Por lo tanto los costos que ha generado la parte práctica del proyecto quedan de la siguiente manera:

Tabla 5-11: Detalle de Costos del proyecto

Materia prima directa	34,57
Mano de obra directa	662,84
Mano de obra indirecta	1034,55
Costos de fabricación y ensayos	240,64
Otros costos indirectos	500
TOTAL	2472,6

7.3 ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS

Cabe mencionar que este costo implica total inversión por parte de la Fuerza Aérea a través del CIDFAE y los proyectistas pues los resultados que de este análisis realizado a los materiales compuestos no genera ingresos sino que mas bien su beneficio se enmarca fuera del ámbito económico y se encamina hacia el beneficio tecnológico que permitirá aprovechar las características mecánicas de estos materiales para lograr en este caso realizar inicialmente reparaciones en nuestras aeronaves que permitan obtener iguales o mejores resultados que los que se obtuviera al trabajar con materiales típicos de aviación.

Un avión de uso ejecutivo tiene la capacidad de ser modificado, reemplazando sus paneles de acceso a la sección del reservorio hidráulico y las compuertas de los trenes de aterrizaje actualmente de aluminio por otros nuevos de material compuesto que se fabrican a partir de un núcleo de nido de abeja con revestimiento de fibra de vidrio. Los nuevos paneles pueden reducir el peso de la aeronave hasta en 180 kg (400 libras), dependiendo del modelo y la configuración. El costo del nuevo conjunto de paneles es de USD\$22875 sin incluir su instalación. Sus similares actuales pueden conseguirse por alrededor de USD\$10000. Aparentemente el ahorro esta en la compra del conjunto metálico, sin embargo a continuación se detalla el verdadero ahorro:

Tabla 5-12: Costos de implementación de Paneles de Composite en aviones de uso ejecutivo

COSTOS	Paneles Metálicos	Paneles Composite
Costo kit	10000	22875
Costo instalación	600	600
Tratamiento anticorrosivo	720	0
Pintura	300	300
TOTAL	11620	23775

Este avión de 11004 lbs de peso tiene una autonomía de vuelo de 3 horas 30 minutos lleno de combustible, (1062 galones). Al reducir 400 lbs. en peso, su peso será 10604 lbs., su autonomía de vuelo aumentará a 3 horas 40

minutos. En un año de operación, considerando que en promedio anual se vuela 800 horas los costos de combustible, teniendo en cuenta que cada galon de Jet A-1 cuesta USD\$1,64 para cada uno de los casos serán:

Tabla 5-13: Costos anuales de combustible en aviones con y sin modificación

	Paneles Metálicos	Paneles Composite
Cantidad de combustible (gal)	242743	231709
Costo combustible (USD)	398098.52	380002.76

Solo en lo que a combustible se refiere, en menos de un año se recuperaría la inversión en esta modificación pues con el aumento de la autonomía de vuelo se logra ahorrar 11034 galones de combustible, lo que representa un ahorro de USD\$18095,76.

Este ejemplo permite tomar una perspectiva general del ahorro que se puede lograr al implementar composites. Cuando se empiece a generalizar el uso de estos materiales en nuestro país se podrá apreciar mas los beneficios económicos que se podría lograr al necesitar motores de menor potencia para mover elementos de gran tamaño y bajo peso, además de eliminarse totalmente el problema de corrosión y los gastos que ello implica, además de otros beneficios que no han podido ser plasmados en el presente proyecto por cuanto necesitan de un estudio aplicativo de los resultados obtenidos aquí en procesos de diseño y construcción específicos.

INTENCIONALMENTE EN BLANCO

CAPITULO 8

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

8.1 CONCLUSIONES

- 1.- El ensayo de tracción permite determinar los módulos de elasticidad, los cuales se han comprobado mediante el uso de los valores teóricos, arrojando errores aceptables para esta práctica experimental, los cuales varían entre 6,37 y 13,61% .
- 2.- Existe gran cantidad de valores para los módulos de elasticidad en los textos que tratan sobre materiales, sin embargo, todos estos valores son similares, esto puede deberse a que existen gran cantidad de subtipos de cada fibra; estos valores rodean los 84 GPa para la fibra de vidrio, 130 GPa para Kevlar y 400 GPa para fibra de carbono.
- 3.- El coeficiente de Poisson varía inversamente proporcional al porcentaje de fibra del composite y sus valores varían entre 0,23 y 0,33. Cabe mencionar que para materiales isótropos este coeficiente debe variar entre 0,23 y 0,33, pero para otros casos debe mantenerse bajo el valor de 0,50 para ser considerado aceptable.
- 4.- Los análisis mediante software han permitido verificar los ensayos de tracción, arrojando resultados específicos de falla en las probetas, además de verificar el alargamiento sufrido el cual comparado con a simulación arrojó un error que se enmarca entre 1,94 y 11,08 el cual es considerado aceptable y puede aparecer por causas propias del error que se puede generar al realizar la medida física de la probeta durante los ensayos.
- 5.- La determinación de módulos elásticos muestra que a mayor cantidad de fibra en un composite, una mayor elasticidad y mayor modulo de cortante se logra.
- 6.- Las gráficas obtenidas en la máquina de ensayos universales donde no se dibuja una zona de fluencia y las observaciones en el ensayo de tracción demostraron que no existe una marcada fluencia en los composites.

- 7.- Los ensayos demuestran que los porcentajes de fibra dentro de un composite variaran entre valores de 40% a 60%, pues en valores bajo el límite inferior se nota un exceso de resina que no logra compactar en el composite, y en valores sobre el límite superior se nota que la cantidad de resina es insuficiente y no logra dar consistencia al composite.

8.2 RECOMENDACIONES:

- 1.- En ensayos mecánicos debe seguirse estrictamente las normas específicas elaboradas para tal efecto o normas generales aplicables a los materiales en general.
- 2.- Los valores teóricos de módulos elásticos de composites, para realizar comprobación del error de ensayos mecánicos, preferiblemente deben tomarse de textos especializados.
- 3.- Considerar cualquier desviación del rango de valores mencionado para Coeficiente de Poisson como inaceptable en ensayos mecánicos de composites.
- 4.- Utilizar software certificado para el desarrollo de simulaciones computacionales de ensayos mecánicos.
- 5.- Elegir las combinaciones más adecuadas acorde al estudio realizado con el fin de aprovechar las características logradas en el composite.
- 6.- En ensayos de tracción de composites considerar la posibilidad de utilizar galgas extensiométricas con el fin de determinar de manera más exacta los alargamientos.
- 7.- Utilizar el rango recomendado en cuanto a porcentajes de conformación de un composite, con el fin de lograr aprovechar las propiedades de esta mezcla.