

**ANÁLISIS DE INFLUENCIA DE PARÁMETROS DE CONFORMACIÓN EN
MATERIALES COMPUESTOS PARA EL DISEÑO DE JUNTAS MECÁNICAS
LAMINADAS**

**HUGO ALBERTO ACOSTA PIDIACHE
OSCAR EDUARDO RONCANCIO SIERRA**

**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICOMECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA**

2010

**ANÁLISIS DE INFLUENCIA DE PARÁMETROS DE CONFORMACIÓN EN
MATERIALES COMPUESTOS PARA EL DISEÑO DE JUNTAS MECÁNICAS
LAMINADAS**

**HUGO ALBERTO ACOSTA PIDIACHE
OSCAR EDUARDO RONCANCIO SIERRA**

**Trabajo de grado para optar al título de
Ingeniero Mecánico**

**Director
M.Sc. PEDRO JOSÉ DÍAZ GUERRERO**

**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICOMECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA**

2010

A DIOS porque siempre me ha ayudado.

A mi mamá y a mi hermana por su apoyo incondicional.

A todos mis amigos por estar siempre conmigo en las buenas y en las malas.

A Eugenio, Marcela, mi tía Isíla, Jhon, y todas las demás personas que de alguna u otra manera me apoyaron en este largo proceso.

Gracias.

Oscar Eduardo Rocancio Sierra

*A DIOS, quien ha iluminado cada uno de mis pasos llenándome de
fortaleza para no decaer.*

*A mis padres Hugo Isidro Acosta y María Gladys Pidiache por
regalarme el don de la vida, sus valiosos consejos y su apoyo.*

*A mis Hermanas Deysi y Lisseth quienes con su apoyo hicieron
posible alcanzar esta meta.*

A mis Abuelas Lorenza y Manuela

*A mis tíos y familiares quienes con su apoyo moral y económico me
permitieron cumplir con este sueño.*

A mis amigos por apoyo incondicional.

*A cada una de las personas que me brindaron su apoyo y
compresión en cada momento.*

Hugo Alberto Acosta Pidiache

AGRADECIMIENTOS

A nuestro director de proyecto M.sc. Pedro José Díaz Guerrero por su amistad, asesoría y apoyo para culminar con esta nueva etapa en nuestras vidas.

A los docentes de la escuela de ingeniería mecánica por compartirnos sus conocimientos

Al personal de talleres y administrativo de la escuela de ingeniería mecánica que de alguna u otra forma contribuyeron para que este proyecto culminara.

A la escuela de ingeniería civil por permitirnos la utilización de la máquina de ensayos ISTRON 1125

A la universidad industrial de Santander, por permitirnos ser parte de su gran familia universitaria y brindarnos la posibilidad de crecer personal e intelectualmente.

.

CONTENIDO

	Pag.
INTRODUCCIÓN	17
1. DESCRIPCIÓN DE LA INVESTIGACIÓN	25
1.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	25
2. OBJETIVOS DEL TRABAJO DE GRADO	26
2.1 OBJETIVO GENERAL	26
2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	26
3. MARCO TEÓRICO	28
3.1 FIBRA DE VIDRIO	28
3.2 PROPIEDADES MECÁNICAS	29
3.3 JUNTAS EN MATRIZ POLIMÉRICA	33
3.4 NORMAS PARA REALIZACIÓN DE PRUEBAS MECÁNICAS	34
3.4.1 Pruebas estándar ASTM	35
3.4.2 Normas para materiales compuestos textiles hechos por la NASA	51
3.5 CONSIDERACIONES MECÁNICAS DISEÑO	54
3.5.1 Metodología Del Diseño	56
3.5.2 Selección De Materiales	63
3.5.3 Efectos Geométricos	64
3.5.4 Selección De La Precarga	76
3.6 MODOS DE FALLA Y PREDICCIÓN DE LA FALLA	80
3.6.1 Fallas Debidas A Tensiones Estáticas	80
3.6.2 Falla debido a tensiones dinámicas	86

3.7 RELAJACIÓN EN LAS JUNTAS DE COMPUESTAS DE MATRIZ-POLÍMERO	92
3.7.1 Estudios experimentales	93
3.7.2 Estudio De Elementos Finitos	97
3.8 EFECTOS DE LAS CONDICIONES MEDIOAMBIENTALES EN LA RESISTENCIA ULTIMA Y FALLA	103
3.8.1 Juntas con pernos .	105
3.8.2 Uniones Con Pasadores.	112
3.9 TÉCNICAS NO DESTRUCTIVAS DE EVALUACIÓN	119
3.9.1 Cambio De La Resistencia Eléctrica	120
3.9.2 Emisión Acústica	123
3.9.3 Calibración Del Perno	128
3.9.4 Técnicas De Vibración	129
3.9.5 Imagen Infrarroja Sónica	131
4. REALIZACIÓN DE PRUEBAS Y ANÁLISIS DE RESULTADOS	132
4.1 MOLDE	132
4.2 CONSTRUCCIÓN DE PROBETAS	133
4.3 EQUIPO UTILIZADO	135
4.3.1 Protocolo De Puesta En Marcha Del Equipo	137
4.3.2 Montaje De Probeta	138
4.4 ANÁLISIS DE RESULTADOS	139
4.4.1 Cálculos obtenidos mediante la utilización de la normativa ASTM	139
4.4.2 Curvas esfuerzo Deformación Unitaria y modos de fallo	148
4.4.3 Comparación de las pruebas usando como parámetro la deformación unitaria.	156
5. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	160
BIBLIOGRAFÍA	165
ANEXOS	179

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Ensayo De Tracción	30
Figura 2. Diagrama De Carga Vs Alargamiento	31
Figura 3. Diagrama De Tensión Vs Deformación.	31
Figura 4. Deformación Plástica	32
Figura 5. Propiedades Mecánicas Claves Obtenidas En El Ensayo De Tracción: 1 Modulo Elástico E, 2 Limite Elástico Rp0.2, 3 Resistencia A La Tracción, 4 Ductilidad, 5 Tenacidad.	32
Figura 6. ASTM D 5766/D 5766M-03 Geometría Para El Método De Prueba Estándar Para Probar El Agujero Abierto A Tensión En Probetas Hechas De Matriz Polimérica.	37
Figura 7. ASTM D 953-02 Método De Prueba Estándar Para Determinarla Resistencia Ultima De Los Materiales Plásticos [9], (A) Geometría De La Probeta, (B) Ilustración De Cómo Es Determinada La Resistencia Soportada Con La Curva Carga -Desplazamiento [9]	41
Figura 8. Representación Gráfica Tensión - Deformación Para El Método De Prueba Estándar ASTM D 5961/D 5961M-05 Para La Respuesta Soportada [10].	44
Figura 9. Representación Gráfica De La Histéresis Típica Para Los Cálculos De Desplazamiento Del Sujetador [13].	47
Figura 10. (A) Diagrama De Bloque Del Método De Prueba ASTM D7248 Para Determinar La Respuesta A La Interacción Soporte/Derivación En Materiales Compuestos [11], (B) Diagrama De Interacción Soporte/Derivación Típico [11]	48
Figura 11. Instalación Para La Prueba Experimental Para La Prueba Del Tirón Al Perno Usada Por Banbury Y Kelly [21]	50

Figura 12. Ilustración De La Típica Arquitectura Para Textiles En Materiales Compuestos: (A) Arquitectura Del Trenzado Triaxial 2D, (B) Arquitectura Del Entramado Del Tejido 3D [23]-[26]	52
Figura 13. Disposición De Las Probetas De Juntas Apernadas En Compuestos Textiles: A) Inestabilizado Cortante Simple, B) Prueba Con Doble Cortante Y C) Estabilizado Para Cortante Simple. [25], [26]	54
Figura 14. Resistencia Ultima De Compresión Para Compuestos Textiles Con Diferentes Tejidos 2D (Planos)	54
Figura 15. Distancia Característica En Compresión Para El Modelo De Puntos De Esfuerzos En Juntas Apernadas [27]	57
Figura 16. Algoritmo Del Modelo De Daño Progresivo [35]	62
Figura 17. Grafica Típica De Desplazamiento Carga-Perno Para Juntas Apernadas PFRP	65
Figura 18. Diseño Característico De A) Relación E/D, B) Relación W/D, Para PFRP Serie 500 (Vidrio E/Resina De Poliéster 6,35 Mm De Espesor) Perno Simple Doble Pliegue, Juntas En Tensión [43]	66
Figura 19. Curvas Carga-Desplazamiento Para Juntas Apernadas Fibras De Vidrio-Epoxy: A) Con Diferentes Diámetros De Arandela, B) Con Diferentes Zonas De Presión [45]	67
Figura 20. Resistencia Ultima Y Delimitación De Resistencia Última Con Diferentes Secuencias De Apilamiento Para: A) Juntas Con Remache, B) Juntas Apernadas [46] (Nota: A - $[90_3/\pm 45_3/0_3]_s$, B - $[90_3/0_3/\pm 45_3]_s$, C - $[0_3/\pm 45_3/90_3]_s$, D - $[90_6/0_6]_s$, Y E - $[0_6/90_6]_s$).	68
Figura 21. Deformación Alrededor Del Agujero Con Perno A) Sin Y B) Con Luz Entre El Perno Y La Probeta Para Laminados De Grafito/Epoxi [50]	72
Figura 22. Geometría De La Probeta Para Agujero Abierto Y Agujero Lleno En La Prueba De Tensión [72].	82
Figura 23. Esquema Circuito Paralelo De Iwan [82]	87

Figura 24. Geometría De La Probeta [88]	91
Figura 25. Variación De La Rigidez Con La Temperatura Para Un Material Con Matriz Polimérica Típico [100].	104
Figura 26. (A) Típica Curva De Esfuerzo Soportado Versus Porcentaje De Elongación De Tensión Monotonía Para Pruebas En Fibra Reforzada Con Matriz Polimérica, (B) Componente De Fluencia Del Porcentaje De Elongación En Aplicaciones De Nivel De Esfuerzo Igual Al 90% Del Promedio UBS. [111]	111
Figura 27. Las Cargas Porcentuales Se Normalizaron Para La Carga De Falla A Temperatura Ambiental Para Juntas De Vidrio Pultrucionado Reforzado Plásticamente Con Diseño Soportado: (A) Efecto De La Temperatura, (B) Efecto De Periodos De Inmersión En Agua [114].	111
Figura 28. Curva Carga-Desplazamiento Para Fibra Corta GFRP (Tipo F) Para Juntas De Materiales Compuestos[120].	115
Figura 29. Gráfico De La Histéresis Típica A Fatiga Carga- Desplazamiento Para Grafito/Epoxi IM6/3501-6 Sometido A Condiciones Higrotérmicas Cíclicas.[121]	117
Figura 30. Medida Ortotrópica De La Conductancia Eléctrica De Láminas De CFRP: (A) En La Dirección De La Fibra, (B) En La Dirección Transversal Y (C) En Dirección Atraves Del Espesor [126]	121
Figura 31. Modelos De Daño Alrededor Del Agujero Del Perno De Láminas De CFRP: (A) Deformación Del Agujero Con Perno Y (B) Deslaminación. [128]	121
Figura 32. Cambios De Medida De Carga Y Resistencia Durante La Prueba De Uniones Apernadas De CFRP [129]	123
Figura 33. (A) Respuesta A La Carga Y Datos AE Para IM-7/PIXA Carbono/Epoxi (B Eventos Acumulados AE Y Respuesta A La Carga Para Sistemas De Materiales IM600/Q133 And IM-7/PIXA Carbono/Epoxi [78].	125
Figura 34. (A) Curva De Torque Versus Tensión Para IM7/8552 Carbono/Epoxi, (B) Pulsos AE Monitoreados Durante La Prueba De Torque Tensión. [130]	126

Figura 35. Curva De Esfuerzo Deformación Y Rata AE Con Una Rosca (Métrica M10, Longitud 80mm) Que Muestra Un Conteo De Los Picos AE En El Límite De Elasticidad. [131]	127
Figura 36. Configuración De La Prueba Para Medir La Deformación En Pernos En Láminas CFRP Usando Un Calibrador Para La Cabeza Del Perno [132].	128
Figura 37. Medidas De Deformación Del Perno Para El Material Compuesto IM600/Q133 Carbono/Epoxi: (A) Cargado Durante Tensión Monotónica (B) Con Varios Tornillos Cargados Con Abrazadera Arriba [133]	129
Figura 38. Curva Esfuerzo Deformación Unitaria Para Probetas De Hilo Con Agujero Abierto	148
Esprendimiento De Material En Probeta Hilo Agujero Centro	149
Figura 39. Curva Esfuerzo Deformación Unitaria Para Probetas De Hilo Sin Agujero	150
Figura 40. Curva Esfuerzo Deformación Unitaria Para Probetas De Fibra De Vidrio Tipo Picada Sin Agujero	155
Figura 41. Probeta Con Unión Mediante Perno Diferentes Configuraciones De Fibra	156
Figura 42. Configuraciones Diferentes De Fibras Para Uniones Remachadas	157
Figura 43. Comportamiento De La Probeta Usando Diferentes Configuraciones De Fibra Bajo Carga De Tensión	158
Figura 44. Deformación Máxima Alcanzada Por Las Probetas Para Los Diferentes Tipos De Fibras	159

LISTA DE FOTOGRAFIAS

	Pág.
Fotografía 1. Molde de silicona	133
Fotografía 2. Diferentes etapas para la construcción de las probetas	135
Fotografía 3. Montaje de equipo Instron 1125	136
Fotografía 4. Interfaz	137
Fotografía 5. Montaje de probeta	138
Fotografía 6. Interfaz y parámetros de operación	139
Fotografía 7. Modo de falla con desprendimiento de material en Probeta Hilo Agujero centro	149
Fotografía 8. Falla atípico Probeta Hilo Sin agujero	151
Fotografía 9. Zona de presión de arandela en Probetas de Hilo con Perno	153
Fotografía 10. Modo de falla por apilonamiento Probeta Hilo con remache	154

LISTA DE TABLAS

Pág.

Tabla 1. Cuadro resumen normas ASTM utilizadas para realización de pruebas 35

LISTA DE ANEXOS

	Pág.
Anexo A. Dimensiones de montaje	179
Anexo B. Ficha técnica resina CRISTALÁN 856	182
Anexo C. Ficha técnica fibra de vidrio	184

RESUMEN

TITULO: ANÁLISIS DE INFLUENCIA DE PARÁMETROS DE CONFORMACIÓN EN MATERIALES COMPUESTOS PARA EL DISEÑO DE JUNTAS MECÁNICAS LAMINADAS*.

AUTORES:

HUGO ALBERTO ACOSTA PIDIACHE

OSCAR EDUARDO RONCANCIO SIERRA**

PALABRAS CLAVES: Fibra de vidrio, juntas, tensión, anisotropía.

El uso de materiales compuestos como componentes mecánicos en aplicaciones industriales ha aumentado considerablemente en los últimos años. Hoy muchas partes complejas están hechas de cintas unidireccionales de materiales fibrosos impregnados con resina reactiva (prepregs), que son extensamente utilizadas donde sea requerida una junta.

En las estructuras complejas, existen tres tipos de juntas predominantes que son las más usadas, las cuales son: juntas mecánicas, juntas adhesivas y un híbrido entre juntas mecánicas y adhesivas. Las juntas fijadas con pernos o las híbridas perno/adhesivo son todavía la manera dominante de unir mecanismos hechos de materiales básicos hasta mecanismos hechos con materiales compuestos avanzados.

Se realizó una investigación, partiendo de la necesidad de cuantificar el comportamiento de las propiedades mecánicas en juntas laminadas de fibra de vidrio. En base a esto, se trazan los diferentes objetivos que se desarrollaron a lo largo de esta investigación.

También se analizara la documentación recopilada con el fin de estudiar el comportamiento y las distintas propiedades en las juntas de material compuesto cuando estas se someten a diferentes tipos de cargas, basados en la normativa internacional, ASTM D-6180-5, D-5766/5766 M-02a, D-3039/3039M-00, D-6484/6484M-04, D-953-02.

Además se tendrán en cuenta otros tipos de estudios llevados a cabo por la industria militar y aeroespacial (*National Aeronautical Space Administration* (NASA), *Federal Aviation and Administration* (FAA) y MIL-HDBK-17F working group). Paso seguido se llevará a cabo el análisis de los datos obtenidos de las diferentes pruebas realizadas (ASTM D-6180-5, D-5766/5766 M-02a, D-3039/3039M-00, D-6484/6484M-04, D-953-02).

Partiendo desde la elaboración y montaje de las probetas, hasta la adquisición de datos por parte del equipo utilizado. Por último se plasmaran las conclusiones y recomendaciones obtenidas con el desarrollo de la investigación.

* Proyecto de grado

** Facultad de Ingenierías Fisicomecánicas, Escuela de Ingeniería Mecánica, Director M.Sc. PEDRO JOSÉ DÍAZ GUERRERO

ASBTRACT

TITLE: ANALYSIS OF INFLUENCE OF PARAMETERS OF FORMATION IN COMPOSITE MATERIALS FOR MECHANICAL JOINTS LAMINATED DESIGN*.

AUTHORS:

HUGO ALBERTO ACOSTA PIDIACHE

OSCAR EDUARDO RONCANCIO SIERRA**

KEY WORDS: Fiber glass, joints, tension, anisotropy.

The use of composites as mechanical components in industrial applications increased significantly in recent years. Today many complex parts are made of unidirectional tapes of fibrous materials impregnated with reactive resin (prepregs), which are widely used where required a joint.

Complex structures, there are three types of predominant boards which are the most used, which are: mechanical joints, adhesive joints and a hybrid between mechanical and adhesive joints. The joints fixed with bolts or hybrid them bolt/adhesive are still the dominant way of uniting mechanisms made from basic materials to mechanisms made of advanced composite materials.

Conducted an investigation, on the basis of the need to quantify the behavior of the mechanical properties in fiber glass laminated joint. Based on this, raised each of the objectives developed in this investigation.

Also analyze the documentation gathered in order to study behavior and various properties on the boards of composite material when they are subjected to different types of loads, based on international standards, ASTM D-6180-5, D-5766 / 5766 M-02a, D-3039/3039M-00, D-6484/6484M-04, D-953-02.

Moreover other types of studies carried out by the military and aerospace industry (National Aeronautical Space Administration (NASA), Federal Aviation Administration (FAA) and MIL-HDBK-17F working group) shall be taken into account. Analysis of data obtained from different testing is carried out followed by step (ASTM D-6180-5, D-5766 / 5766 M-02a, D-3039/3039M-00, D-6484/6484M-04, D-953-02).

Starting from designing and assembling the specimens, and the data acquisition by the equipment used. Finally forth the conclusions and recommendations obtained with the development of the investigation.

* Project of grade

** Faculty of Engineerings Fisicomecánicas, School of Mechanical Engineering, Director M.Sc. PEDRO JOSÉ DÍAZ GUERRERO

INTRODUCCIÓN

El uso de materiales compuestos como componentes mecánicos en aplicaciones industriales ha aumentado considerablemente en los últimos años. Hoy muchas partes complejas están hechas de cintas unidireccionales de materiales fibrosos impregnados con resina reactiva (prepregs), que son extensamente utilizadas donde sea requerida una junta.

En las estructuras complejas, existen tres tipos de juntas predominantes que son las más usadas, las cuales son: juntas mecánicas, juntas adhesivas y un híbrido entre juntas mecánicas y adhesivas. Las juntas fijadas con pernos o las híbridas perno/adhesivo son todavía la manera dominante de unir mecanismos hechos de materiales básicos hasta mecanismos hechos con materiales compuestos avanzados.

De igual manera, las uniones mecánicas ofrecen la ventaja de poder ser removidas sin destruir la estructura, además ellas no necesitan que la superficie sea preparada, ni acondicionar una temperatura o humedad ideal para su ensamble.

Es por eso que este trabajo se orientó al estudio de las propiedades de dichas juntas a tensión, debido a que es la única prueba posible de realizar, pues la universidad no cuenta con los equipos para la realización de pruebas a compresión para estudios de investigación de pregrado.

El procedimiento para diseñar sistemas de juntas en materiales compuestos se basa primordialmente en datos experimentales y los modelos analíticos que son en gran parte de naturaleza empírica.

La selección de los parámetros apropiados u óptimos de la geometría y los materiales son esenciales para lograr la integridad estructural y fiabilidad en estructuras complejas, pues las fallas por cargas en juntas con pernos no son idealmente predecibles asumiendo condiciones perfectamente plásticas o perfectamente elásticas.

Cualquiera que sea la junta en estructuras hechas de materiales compuestos, en caso de no haber una compatibilidad apropiada, esta puede actuar como el punto de iniciación de una avería y también puede conducir a una falla del componente en dicha zona.

Un estudio de la información publicada sobre mecanismos de falla en juntas mecánicas en estructuras compuestas a base de polímeros revela que existe una necesidad de una revisión pormenorizada y actual de la literatura en esta importante área. Como fue revelado, en la publicación que lleva por título: *Stress analysis and strength predictions of mechanically fastened joints in fiber reinforced plastics (FRP)*, donde se realizó un estudio reciente y relevante sobre el tema, sus autores fueron Camanho y Matthews[1].

A una de las conclusiones a las que se llegó con la publicación anteriormente citada es que no hay un consenso sobre cual método y cual tipo de modo de falla debe ser usada para predecir la resistencia que soporten tales juntas. Además se concluyó que no existen estudios que pudieran predecir exactamente el esfuerzo soportado en las juntas mecánicas incluyendo los efectos de una secuencia de apilamiento y la contracción lateral en un modelo tridimensional.

A pesar de que el artículo[1] es de una gran validez no abarca tópicos tan importantes como lo son: Efectos medioambientales, tiempo de relajación de la

junta y pruebas mecánicas estándar. No obstante el estudio es una referencia importante para la realización de nuevas investigaciones más profundas sobre el tema en cuestión.

El presente trabajo de grado cubrirá estas áreas. Además cubrirá el desarrollo de posibles juntas y el uso de procedimientos semiempíricos combinados con datos experimentales basados en la normativa internacional ASTM D-6180-5, D-5766/5766 M-02a, D-3039/3039M-00, D-6484/6484M-04, D-953-02. Los cuales son utilizados para predecir los esfuerzos en la junta como una función de las propiedades básicas laminares y los parámetros geométricos de la junta.

El primer capítulo está dedicado a la descripción de la investigación, partiendo de la necesidad de cuantificar el comportamiento de las propiedades mecánicas en juntas laminadas de fibra de vidrio. En base a esto se trazan los diferentes objetivos que se desarrollarán a lo largo de esta investigación.

En segundo lugar se analizará la documentación recopilada con el fin de estudiar el comportamiento y las distintas propiedades en las juntas de material compuesto cuando estas se someten a diferentes tipos de cargas, basados en la normativa internacional, ASTM D-6180-5, D-5766/5766 M-02a, D-3039/3039M-00, D-6484/6484M-04, D-953-02.

Además se tendrán en cuenta otros tipos de estudios llevados a cabo por la industria militar y aeroespacial (*National Aeronautical Space Administration (NASA)*, *Federal Aviation and Administration (FAA)* y *MIL-HDBK-17F working group*).

Paso seguido se llevará a cabo el análisis de los datos obtenidos de las diferentes pruebas realizadas (ASTM D-6180-5, D-5766/5766 M-02a, D-3039/3039M-00, D-

6484/6484M-04, D-953-02). Partiendo desde la elaboración y montaje de las probetas hasta la adquisición de datos por parte del equipo utilizado.

Por último se plasmaran las conclusiones y recomendaciones obtenidas con el desarrollo de la investigación.

1. DESCRIPCIÓN DE LA INVESTIGACIÓN

1.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

En mira de los avances científicos y tecnológicos que en ingeniería han llevado a una utilización de materiales compuestos en diferentes campos en la industria aeronáutica y automotriz entre otras y como parte fundamental en los procesos de fabricación, en la actualidad se encuentran presentes muchos de estos materiales en elementos de máquinas, utensilios domésticos, implementos deportivos ó para no ir más allá de la situación de violencia e intolerancia que se vive en el país, sustituyendo los miembros amputados producto de la guerra.

Dicho cambio en la concepción de la solución se logra gracias a la flexibilidad estructural de este tipo de materiales, es de esta manera que se pueden plantear desarrollos complejos sin importar el tamaño o la forma, de igual manera es importante resaltar el valor de su relación peso/resistencia, así como en algunos casos su buen desempeño como aislante termo eléctrico, sustituyendo así, a algunas aleaciones metálicas, debido a que se pueden mejorar sus propiedades físicas, químicas y mecánicas para tener como resultado estructuras más livianas y resistentes, que se pueden emplear en casi cualquier tipo de ambiente.

Teniendo esto en mente, se plantea la necesidad de cuantificar el comportamiento de las propiedades mecánicas en este tipo de materiales que en primera estancia cualifican la resistencia estructural que presentan las uniones entre fibras, resinas y materiales metálicos, con el objeto de determinar la influencia de los parámetros de conformación en este tipo de materiales es de esta manera que se pretende cualificar entre otras, la distribución de las fibras, tipos de aglomerantes y aditivos.

2. OBJETIVOS DEL TRABAJO DE GRADO

2.1 OBJETIVO GENERAL

Contribuir al desarrollo de la investigación a través del soporte al grupo de investigación en diseño y procesos de manufactura, a través del análisis de influencia en parámetros de conformación en materiales compuestos para el diseño de juntas mecánicas laminadas y aportar al desarrollo de la esta industria a través del cálculo de sus propiedades mecánicas, aplicadas al moldeamiento de juntas estructurales compuestas.

2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- ✓ Realizar los ensayos de tensión y compresión en juntas mecánicas según normativa ASTM D-6180-5, D-5766/5766 M-02a, D-3039/3039M-00, D-6484/6484M-04, D-953-02. seleccionada para fibras de vidrio.
- ✓ Elaborar un documento para consulta que contenga una visión global de los diferentes factores a tener en cuenta en la selección de materiales compuestos con matriz polimérica para la fabricación de juntas. Teniendo en cuenta el comportamiento anisótropo de los materiales desde el punto de vista macroscópico.
- ✓ Determinar la resistencia en la unión Fibra-Matriz y examinar el comportamiento de estas, bajo las condiciones de carga establecidas en la norma ASTM D-6180-5, D-5766/5766 M-02a, D-3039/3039M-00, D-6484/6484M-04, D-953-02. para su aplicación en el diseño de elementos estructurales.

- ✓ Variar la composición Fibra-Matriz en las probetas para encontrar una buena relación costo-beneficio en aplicaciones industriales.
- ✓ Determinar la influencia de la concentración, tamaño, distribución y orientación de las fibras en las propiedades de material compuesto.
- ✓ Establecerlos criterios de selección de una unión adhesiva o mecánica.

3. MARCO TEÓRICO

3.1 FIBRA DE VIDRIO¹

Se han usado muchas composiciones de vidrios minerales para producir fibras. La más comunes están basadas en la sílice (SiO_2) con adiciones de óxido de calcio, boro, sodio, hierro y aluminio. Estos vidrios son normalmente amorfos aunque pueden producirse una ligera cristalización después de un calentamiento prolongado a altas temperaturas. Esto conduce normalmente a la reducción de propiedades de resistencia. Las composiciones típicas de los tres vidrios mejor conocidos usados para fibra de vidrio en materiales compuestos en la Tabla.

El vidrio E (E de eléctrico) es el más comúnmente usado, porque se estira bien y tiene unas buenas propiedades de resistencia, rigidez, eléctricas y de desgaste. El vidrio C (C de corrosión) tiene una mayor resistencia a la corrosión química que el vidrio E, pero es más caro y de propiedades de resistencia inferiores. El vidrio S es más caro que el vidrio E pero tiene un módulo de Young mayor y es más resistente a la temperatura. Se usa en aplicaciones especiales tales como la industria aeronáutica en la que el módulo de Young superior puede justificar el coste adicional.

En la Tabla se muestra la composición del vidrio usado para la fabricación de la fibra (todos los valores en % de peso).

¹HULL, Derek. Materiales compuestos, Reverté S.A. 1987

	Vidrio E	Vidrio C	Vidrio S
SiO₂	52,4	64,4	64,4
Al₂O₃, Fe₂O	14,4	4,1	25
CaO	17,2	13,4	-
MgO	4,6	3,3	10,3
Na₂O, k₂O	0,8	9,6	0,3
Ba₂O₃	10,6	4,7	-
BaO	-	0,9	-

Tabla 1. Composición de los distintos tipos de fibras. [Nota: datos de fiberglass Ltd.]

3.2 PROPIEDADES MECÁNICAS²

La ingeniería desde sus orígenes ha trabajado con metales como materia prima fundamental en sus elaborados diseños. Con el paso de los años el avance en la tecnología ha traído nuevos materiales mucho más resistentes y los cuales se pueden modificar de acuerdo a las especificaciones del cliente.

Todos estos materiales han tomado como base las propiedades mecánicas que ofrecían los metales tales como deformación plástica y elástica, dureza, fluencia y deformación de tensiones, deformación visco eléctrica entre otras. Estas eran mejoradas con cada nuevo material y compuesto ofrecidas por el mercado. Entre estos materiales tenemos los compuestos que son la mezcla de dos o más materiales como es el caso de la fibra de vidrio.

²Shackelford, James F, Introducción a la ciencia de materiales para ingenieros, Prentice Hall (2007).

Tal vez las preguntas más frecuentes que un ingeniero de diseño se puede plantear acerca de un material sean las siguientes: ¿Qué resistencia posee? Y ¿qué deformación cabe esperar para una determinada carga? Esta descripción del material se puede obtener mediante un ensayo de tracción. En la Figura se ilustra este ensayo. A medida que la probeta es sometida a tracción a velocidad constante, se va registrando la carga necesaria para producir un determinado alargamiento.

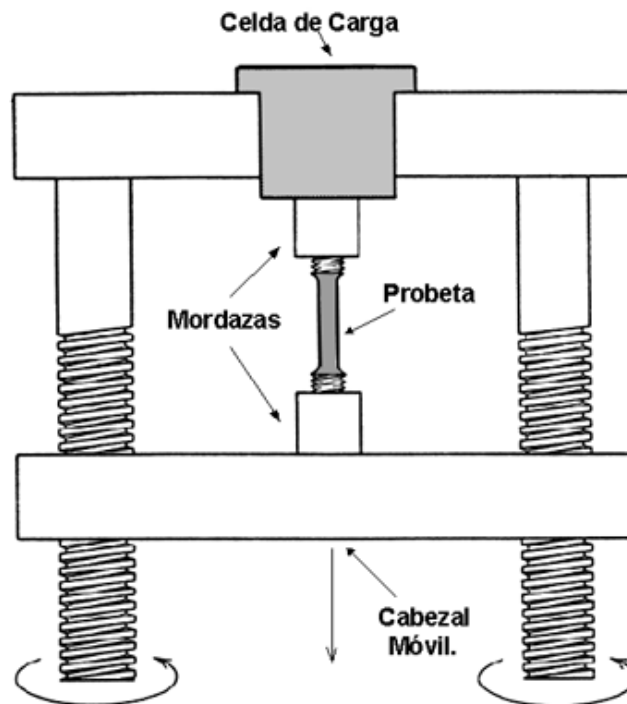


Figura 1. Ensayo de tracción

Fuente: Shackelford, James F, Introducción a la ciencia
De materiales para ingenieros, Prentice Hall (2007).

Como resulta se obtiene una curva de carga vs alargamiento. Figura típica para cada material. Al normalizar los datos obtenidos en función de las dimensiones de la probeta se tiene información más general acerca de las características del material. La curva resultante es de tensión- deformación mostrada en la Figura.

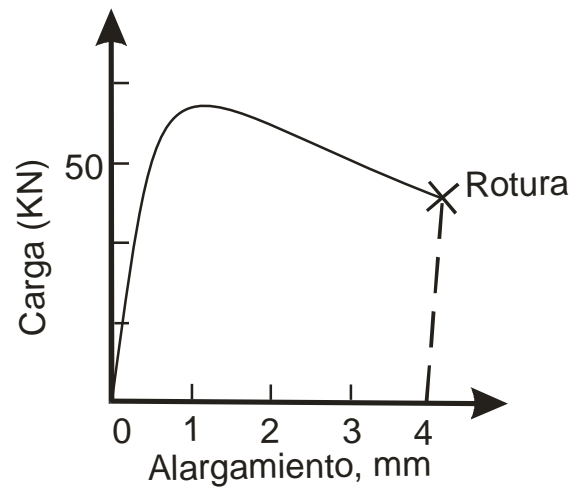


Figura 2. Diagrama de Carga vs alargamiento
 Fuente: Shackelford, James F, Introducción a la ciencia De materiales para ingenieros, Prentice Hall (2007).

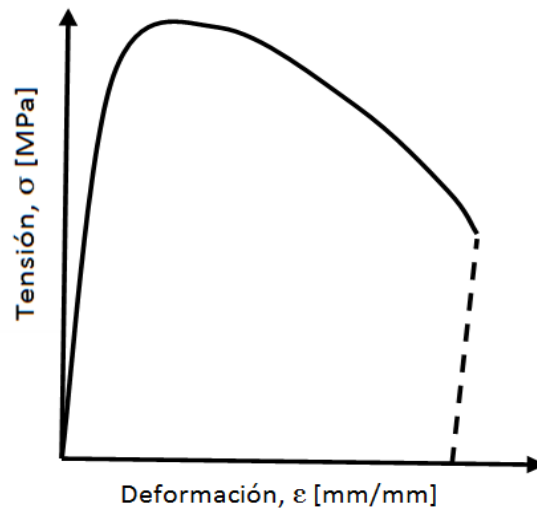


Figura 3. Diagrama de tensión vs deformación.
 Fuente: Shackelford, James F, Introducción a la ciencia De materiales para ingenieros, Prentice Hall (2007).

En la Figura se divide en dos zonas diferentes: la zona de deformación elástica y la zona de deformación plástica.

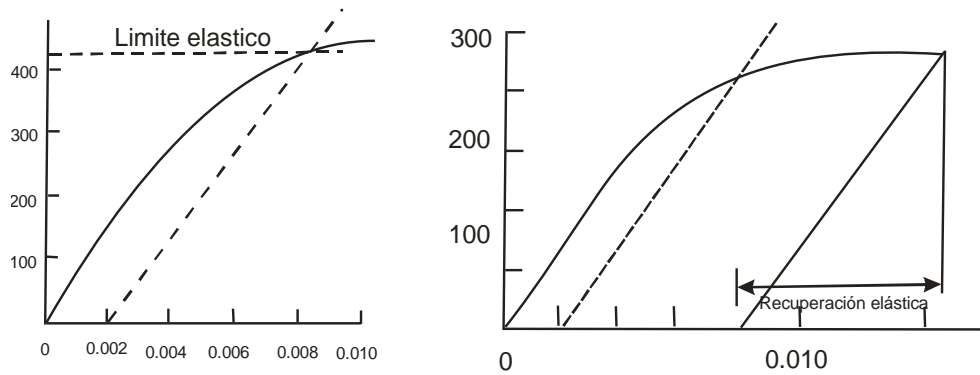


Figura 4. Deformación plástica

Fuente: Shackelford, James F, Introducción a la ciencia De materiales para ingenieros, Prentince Hall (2007).

En la Figurarrecoge las propiedades mecánicas claves que se obtienen del ensayo de tracción.

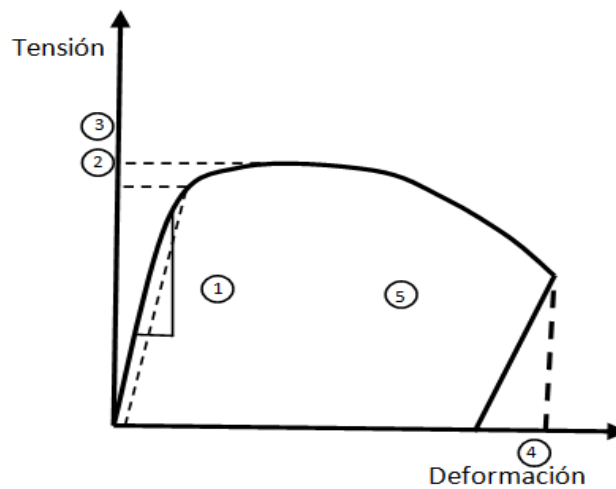


Figura 5. Propiedades mecánicas claves obtenidas en el ensayo de tracción: 1 Modulo elástico E, 2 limite elástico Rp0.2, 3 Resistencia a la tracción, 4 Ductilidad, 5 Tenacidad.

Fuente: Shackelford, James F, Introducción a la ciencia de materiales para ingenieros, Prentince Hall (2007).

3.3 JUNTAS EN MATRIZ POLIMÉRICA ³

Con el desarrollo de las estructuras de materiales compuestos se hace necesario estudiar los procesos para unir materiales compuestos y obviamente entender el comportamiento de dichas unión es cuando se les aplica una carga a tensión.

Se ha realizado varios estudios, acerca del tema, algunos de ellos son muy recientes y otros datan de la década de los noventa; es importante resaltar que los estudios realizados tienen una evolución gracias a los avances en la tecnología que los hacen más precisos, tomando como referencia investigaciones hechas anteriormente.

En estos estudios han sido encaminados a determinar el punto de falla teniendo en cuenta los aspectos tales como: la geometría, la resistencia de los elementos conectores, cargas, composición de materiales, distribución de matriz entre otros, utilizando herramientas que han evolucionado con el paso del tiempo.

Existen tres tipos de uniones predominantes en materiales compuestos que son: uniones mecánicas (tornillos, remaches), uniones adherentes (aglomerantes, adhesivos) e híbridas que son la mezcla de las dos anteriores. Siendo la más utilizada las uniones mecánicas ya que ofrecen algunas ventajas tales como: facilidad de desensamble y pueden ser utilizadas en condiciones extrema donde se requieran juntas.

³Srinivasa D. Thoppul, Joana Finegan and Ronald F. Gibson (2008) "Mechanics of mechanically fastened joints in polymer-matrix composite structures - A review"

Es importante la determinación de los esfuerzos producidos en las juntas de materiales compuestos reforzados con fibras, para predecir posibles fallas y tener una base confiable para una la selección de estas en una aplicación para el diseño de estructuras.

Los primeros ensayos realizados para uniones de materiales compuestos se realizaron empíricamente. Debido al auge que ha tenido los materiales compuestos en campos como la aviación y exploración espacial, International formerly the American Society for Testing and Materials (ASTM), y National Aeronautical Space Administration (NASA), han diseñado pruebas que permiten una estandarización en los ensayos realizados.

3.4 NORMAS PARA REALIZACIÓN DE PRUEBAS MECÁNICAS

El procedimiento para desarrollar juntas mecánicas en materiales compuestos primordialmente se basa en datos obtenidos experimentalmente y en modelos analíticos que en su mayoría son de naturaleza empírica. Dada la importancia de los experimentos, el objetivo de esta sección es presentar una visión general de los métodos relevantes para probar juntas desarrollados por ASTM *International formerly the American Society for Testing and Materials (ASTM)*, *National Aeronautical Space Administration (NASA)*, *Federal Aviation and Administration (FAA)* y MIL-HDBK-17F working group.

Los métodos experimentales que se tratan son aplicados para estructuras de materiales poliméricos compuestos con y sin pernos. La finalidad común de estos estándares es lograr un costo-efectividad en juntas mecánicas que tengan suficientes márgenes de seguridad y reducir su peso.

A continuación se presenta un cuadro resumen con las diferentes normas utilizadas para la realización de las pruebas.

Normas ASTM	Descripción
D-6180-5	Establece las condiciones a las cuales se debe hacer practicar a pruebas (23°C ± 2 y 50% ± 5% de humedad relativa.
D-5766/5766M-02^a	Determina la fuerza de tensión en los agujeros.
D3039-D3039M-00R06	Determinan la fuerza de tensión en el material con un agujero central.
D 6484/6484M04	Prueba para determinar la fuerza compresiva en probetas con agujero abierto. Con esta se realizan dos pruebas que son los ítems A y B, la geometría es similar a la OHT.
D 953-02	Mide la resistencia a tensión y compresión en láminas de plásticos rígidos sometidos a una carga.

Tabla 1. Cuadro resumen normas ASTM utilizadas para realización de pruebas.
Fuente Autores

3.4.1 Pruebas estándar ASTM. Típicamente el uso de uniones mecánicas requiere la presencia de agujeros en la estructura a unir. Consecuentemente, el comité ASTM D-30 ha desarrollado pruebas experimentales utilizando diferentes métodos para determinar los esfuerzos de tensión y compresión en láminas de materiales compuestos que contengan agujeros y agujeros con pernos.

Los métodos de prueba también han sido desarrollados para determinar el comportamiento del perno en condiciones estáticas, la respuesta a la fatiga que soporta el perno, la interacción del perno con la superficie agujerada y como afecta al perno y a la superficie los esfuerzos de tracción.

Todos los métodos de pruebas experimentales mencionadas anteriormente son aplicables para fibras continuas y discontinuas (cinta o tela) reforzadas con

compuestos, las culés deben estar balanceadas y simétricamente laminadas con respecto a los parámetros de dirección normalizados por la prueba, sin embargo, con algunas modificaciones también son aplicables para otros materiales arquitectónicos compuestos, como tela tejida o laminas asimétricas.

Generalmente para todas las pruebas estándar, es recomendado que las configuraciones de la probeta estén seleccionadas lo más posiblemente apegadas a los requerimientos de una producción real del material.

El número de especímenes para la prueba también es sugerido: cinco para materiales isotrópicos y cinco para cada orientación de la fibra paralela y perpendicular para el caso de materiales anisótropos. Antes de comenzar la prueba, es recomendado que los especímenes estén a una temperatura de 23 ± 2 °C y una humedad relativa de $50 \pm 5\%$ por un periodo no menor a 40 horas según la ASTM D 618, y de la misma forma se debe mantener estas condiciones de temperatura y humedad durante la prueba[2].

Pruebas de agujero abierto y del agujero lleno.

El método de prueba ASTM D5776/5776M-02a puede usarse para determinar los esfuerzos de tensión en el agujero abierto (OHT) o para determinar la resistencia a la tensión en una muesca o entalla en materiales compuestos con matriz polimérica. Los datos de esfuerzos obtenidos pueden usarse para un diseño estructural válido, especificaciones de materiales e investigación y desarrollo[3].

El material compuesto probado puede ser reforzado con fibras multidireccionales que tengan módulo alto. La probeta es similar a la utilizada en la prueba ASTM D3039/D3039M [4] (método estándar para propiedades en tensión de materiales

compuestos con matriz polimérica) pero con un agujero centralmente localizado (Figura).

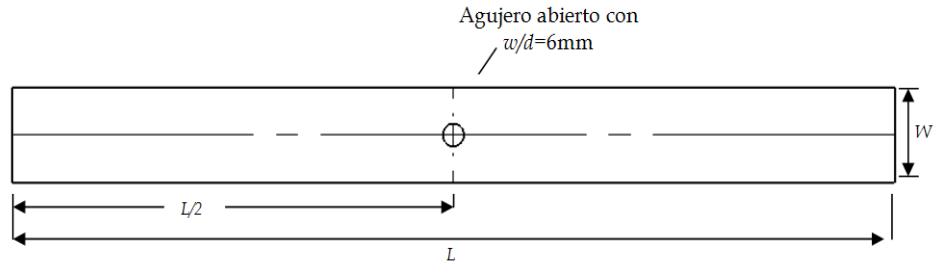


Figura 6. ASTM D 5766/D 5766M-03 Geometría para el método de prueba estándar para probar el agujero abierto a tensión en probetas hechas de matriz polimérica.

Fuente Autores

Se debe notar que los resultados del esfuerzo último son afectados por factores como la preparación perno-agujero, la geometría de la probeta y variación del espesor. Por consiguiente, es sugerido que la geometría del espécimen tenga una relación entre el ancho en w y el diámetro del agujero de $w/d = 6$, una distancia entre agujeros en relación con el diámetro de los mismos de $e/d = 3$ y que haya un rango entre la relación del diámetro del agujero y el espesor de espécimen d/t de 1.5-3.0, a menos que la prueba sea para determinar los efectos de estas proporciones.

Lo recomendable es localizar centralmente un agujero de un diámetro de $d = 6$ mm y también se recomienda una longitud del espécimen L , en un rango de 200 a 300 mm. El esfuerzo último OHT, $F_x^{OHTu} = P^{max}/A$, Es calculado basado en el grosor del área transversal ($A = wt$), ignorando las dimensiones del agujero del perno, y utilizando P^{max} como la máxima carga antes de que ocurra la falla en el compuesto.

El esfuerzo OHT es registrado solamente para los especímenes que se fracturen por el agujero. Las fallas que no ocurren en el agujero no son aceptables.

Los tres modos de falla son caracterizados. Los códigos de falla aceptables para esta prueba son limitados por la LGM (falla en el laminado por tensión lateral a través del centro del agujero, la AGM (laminado que generalmente falla en tensión por el agujero, pero los restos de capas atraviesan el agujero lateralmente por la línea central y la MGM (laminado que falla generalmente a tensión en el agujero y exhibe múltiples modos de falla en varias sublamina ver en ASTM D 5766/D 5766M-03 sección 11.4 figura 2 (a, b, c, d).

El esfuerzo del agujero abierto en compresión (OHC) de materiales compuestos puede ser determinado usando el método de la prueba estándar ASTM D6484/6484M-04 [5].

Los dos procedimientos recomendados para esta prueba son: procedimiento A, en el cual espécimen/accesorios ensamblados son directamente sujetos por los agarres hidráulicos acuñados y el procedimiento B, en el cual espécimen/accesorios es cargado en el extremo colocándolas en medio de platinas planas (en la parte superior en la parte inferior)[5].

En ambos casos la carga le provoca al espécimen falla por corte. La geometría del espécimen es similar a la usada por la OHT [3]. La instalación para la prueba usada para soportar los especímenes mientras se hace la prueba se muestra en la ASTM D-6484/6484M (sección 7.2 figura 1) puede usarse en los dos procedimientos A y B. El esfuerzo último OHC, $F_x^{OHCu} = P^{max}/A$, es calculado y otra vez solo en el área transversal del espesor ignorando el agujero del tornillo es usada para los respectivos cálculos. Los modos de falla son aquellos en los cuales la superficie de

fractura pasa a través del agujero del perno (ASTM D 5766/D 5766M-03 sección 11.4 figura 2 b-d).

En lo relacionado con el trabajo experimental de Mollenhauer y Schaff, [6] en el cual presentan los diferentes inconvenientes para medir el esfuerzo aplicando una carga uniaxial en materiales compuestos laminados con agujeros. Las predicciones teóricas sobre el esfuerzo son obtenidas de la teoría variacional de tiras en 3D, análisis de elementos finitos en dos dimensiones (2D) y la teoría de elasticidad en 2D.

El resultado más convincente con tensiones fue el obtenido por medio de la teoría de variación de tiras en 3D. A los especímenes se les fue incrementando la carga para analizar el inicio y progresión del daño por medio de rayos X. la teoría de variación de tiras en 3D fue usada para predecir el esfuerzo transversal último, el cual coincide con el fallo inicial.

Su conclusión es que la localización de la falla y el valor de la carga inicial obtenida experimentalmente fue un buen argumento con los resultados correspondientes obtenidos con la teoría de la variación de tiras en tercera dimensión.

La norma ASTM D 6742/6742M-02 [7] se usa para determinar los esfuerzos de tensión y compresión en el agujero con tornillo de materiales compuestos de fibra continua reforzados con matriz polimérica. Este método de prueba y la configuración del espécimen son similares a la utilizada por la OHT [3] y la OHC [5], pero con un sujetador de precisión para insertar el perno o pasador en el agujero. Sin embargo la cantidad de torque que se le aplica al tornillo no es mencionada.

Usando la norma estándar anteriormente mencionada, Sawiki [8] investigó experimentalmente el efecto del agujero con tornillo en tres diferentes tipos de materiales compuestos laminados (IM7/F655 cinta textil entrelazada (PW) telas laminadas híbridas, IM7/5250-4 PW telas laminadas, y IM7/5250-4 RTM tape/PW telas laminadas híbridas) a elevadas temperaturas (191 °C y 232 °C).

Los resultados indicaron claramente un incremento en el diseño de la deformación debida a la compresión por más del 33% para agujero con tornillo en laminados de materiales compuestos sobre los agujeros vacíos en laminados.

Pruebas de resistencia

El esfuerzo que soportan los plásticos rígidos ya sea en lámina o la forma moldeada puede ser determinado por la norma ASTM D 953-02 *Bearing strength of rigid plastics*[9]. El propósito de este método experimental es determinar el esfuerzo que soportan en tensión (procedimiento A) y cargados a compresión (procedimiento B). Esta prueba puede ser realizada para componentes termoplásticos y termoestables teniendo secciones para ser unidas usando remaches, pines o tornillos.

La configuración para la prueba de los especímenes es mostrada en la Figura(a). Un pasador de acero con diámetro, $D=3.125$ mm o 6.325 mm es insertado en el agujero y se le aplica una carga de tensión o compresión con una velocidad de extensión o compresión que no debe exceder 1.3 mm/min.

El esfuerzo desarrollado en el agujero con el perno es afectado debido a la deformación, es monitoreado y la resistencia soportada se registra. La resistencia soportada es definida como la tensión desarrollada cuando el agujero del perno es deformado en un 4% del diámetro inicial.

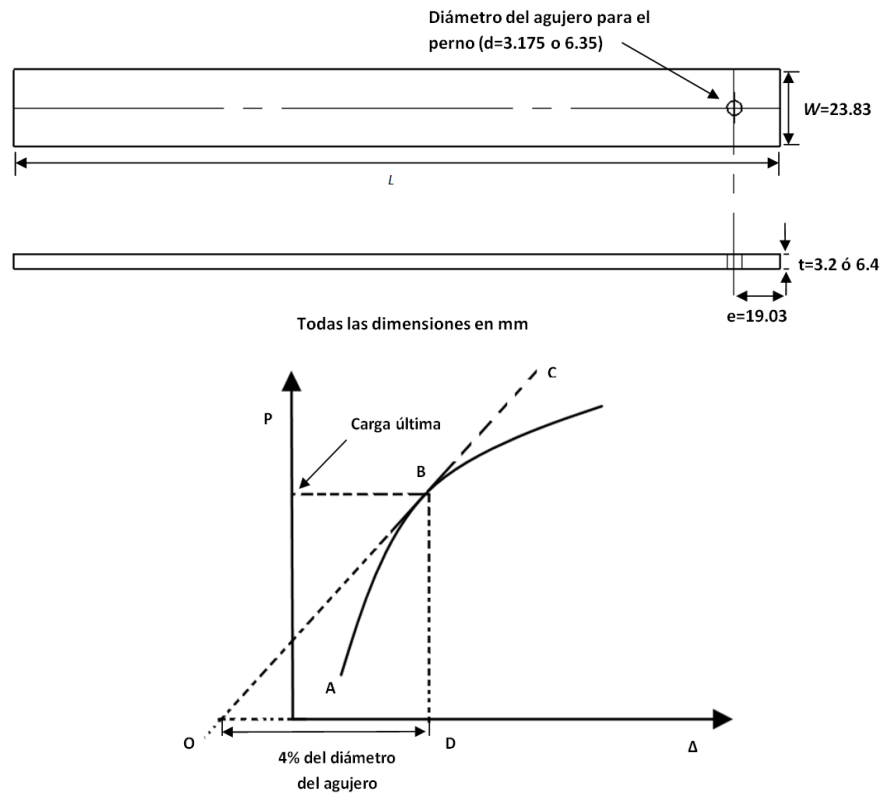


Figura 7. ASTM D 953-02 Método de prueba estándar para determinar la resistencia última de los materiales plásticos [9], (a) geometría de la probeta, (b) ilustración de cómo es determinada la resistencia soportada con la curva carga -desplazamiento [9]

Fuente autores

En la Figura(b), curva de carga - desplazamiento ($P-\Delta$), $ABCD$, es trazada una tangente desde el punto B en tal forma, que cuando la tangente es proyectada para intersecar con el eje en el punto de carga cero en O , la distancia entre O y D debe ser 4% del diámetro del agujero para el perno.

La correspondiente resistencia soportada para la carga, P , es calculada como $S_b = P/(td)$, donde t es el espesor del espécimen y d es el diámetro del agujero con perno. Es notable que la prueba de compresión le dé una más alta resistencia que la prueba de tensión

La prueba estándar ASTM D 5961/D 5961M-05 se usa para determinar el comportamiento de la resistencia en láminas de material compuesto con matriz polimérica, puede ser usada para determinar la respuesta en especímenes laminados en esfuerzo de doble cortante para tensión (Procedimiento A), o en el esfuerzo de corte simple para compresión (Procedimiento B)[10].

Este método experimental está acorde con las recomendaciones hechas por grupo de trabajo en el manual militar MIL-HDBK-17F [11]y Shyprykevich [12]. Esta prueba también describe el procedimiento para uniones con varios tornillos para investigar su comportamiento por separado, es decir, qué tanta resistencia tiene cada uno de agujeros con perno dependiendo del lugar de la lámina donde se encuentre.

En caso de doble esfuerzo al corte (Procedimiento A), la carga es aplicada al espécimen de forma similar al de la Figura(a), a cada sujetador se le aplica un ligero torque (2.2-3.4 N m), el sujetador o pin debe tener un diámetro $D= 6\text{mm}$. La instalación para el esfuerzo de doble corte ver (ASTM D-5961/5961M-05 sección 4.2.1.2 figura 9). La efectividad del esfuerzo ϵ^{br} y el comportamiento efectivo a la fatiga σ^{br} , son calculados monitoreando la carga aplicada y la deformación de los agujeros con perno durante la prueba.

La prueba se detiene cuando la carga máxima se alcanza, P_f , esto es justo antes que el espécimen falle, P_{max} , todos los datos son registrados. El esfuerzo versus la deformación son confrontados, $F_{bru} = P_{max}/(k*d*h)$, y la resistencia última del espécimen es calculada. Donde K es el factor de carga para cada agujero con perno (1.0 para un sujetador simple o pin y 2.0 para la prueba de doble sujetador o pin). En el caso de esfuerzo simple al corte (procedimiento B), dos especímenes idénticos y similares a los usados para hallar el esfuerzo doble al corte son sujetos de

manera que un agujero o dos se localicen centralmente cerca de un extremo para determinar el esfuerzo simple al corte, esto se hace para una unión simple o doble respectivamente.

La prueba del esfuerzo cortante simple puede ser utilizando con una configuración que le dé estabilidad al espécimen (usando el soporte fijo mostrado en ASTM D 6484/6484M sección 7.2 figura 1) o no estabilizado (sin ningún soporte fijo). Aunque la configuración de instalación fija se diseña para tensión y compresión, está dirigida primordialmente para compresión.

Como ya fue explicado anteriormente en el procedimiento de la prueba del esfuerzo doble al corte, las cargas, P_t y P_{max} , llevadas por el espécimen, son registradas y el esfuerzo último es calculado. Es notable que la respuesta se vea afectada al intentar separar el agujero y el sujetador.

Son registrados los modos de falla (ASTM D 5961/D 5961M-05 sección 11.5 figura 25) y la ubicación de las fallas que se obtienen durante la prueba [10]. Los resultados del comportamiento que se pueden obtener en cada placa aplicando tensión neta lateral. O el comportamiento en el agujero es invalidado, porque estos dos modos de falla son asociados a la respuesta en el área circundante del agujero y en este método de prueba no se alcanza a tocar estos tópicos.

La rigidez soportada, E^{br} , el esfuerzo último soportado, F^{bru} y la desviación del esfuerzo soportado, F^{br} , son calculados del grafico fuerza-deformación (Figura). La rigidez es calculada por medio de la resistencia al esfuerzo y a la fatiga que corresponden a la porción lineal de la curva usando la relación $E^{br} = \Delta^{rbr}/\Delta^{ebr}$,

donde $\Delta\sigma^{br}$ y $\Delta\varepsilon^{br}$ son cambiados el esfuerzo y la fatiga soportados de acuerdo al rango de rigidez.

La resistencia última y la desviación de la resistencia soportada (usando el 2% del esfuerzo) se calculan después de corregir de fuerza/deformación para el nuevo origen efectivo. El origen efectivo es determinado por la intersección de la línea de rigidez con el eje de deformación como se muestra en la Figura .

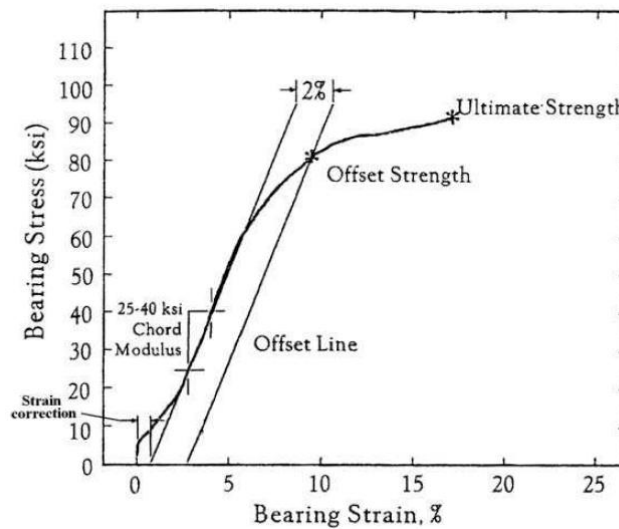


Figura 8. Representación gráfica tensión - deformación para el método de prueba estándar ASTM D 5961/D 5961M-05 para la respuesta soportada [10].

La norma ASTM D 6873-03 [13] puede ser usada para determinar el comportamiento a la fatiga que soportan los materiales compuestos sujetos a resistir fuerzas cíclicas bajo cargas y condiciones medioambientales específicas. El procedimiento que utiliza esta prueba modifica el descrito anteriormente para la prueba estática [10] incluye constantes de amplitud de la fuerza (carga) y ciclos en una frecuencia especificada.

La carga repetitiva puede ser tensión-tensión (T-T), compresión-compresión (C-C) o tensión-compresión (o puestos al revés), el radio de fuerza/esfuerzo, R (radio de

la mínima fuerza/esfuerzo hasta la máxima fuerza/esfuerzo aplicada). La pérdida de resistencia soportada debido al daño por fatiga también puede ser obtenida descontinuada la carga cíclica después de cierto número de ciclos, N , y realizando una prueba estática usando la prueba ASTM D5961/D5961M-05e1 [10].

La respuesta a la fatiga de uniones mecánicas en materiales compuestos es afectada por la selección del radio R . Ha sido mostrado [14] que el radio de fuerza crítica es el inverso del radio de carga ($R=-1$) porque los especímenes que son cargados por debajo de este exhiben daño en ambos lados del agujero con perno.

Otros factores que influyen a la respuesta a la fatiga tales como la selección del sujetador, la relación precarga/torque en el sujetador, la tolerancia entre el agujero-tornillo y las condiciones medioambientales, no son especificadas en este procedimiento. La geometría de las probetas, elementos de soporte y la configuración de la prueba son similares a los usados en la prueba ASTM D 5961/D 5961M [10].

Ambos procedimientos A (doble esfuerzo al corte con sujetador sencillo) y el procedimiento B (esfuerzo al corte sencillo con sujetador sencillo o doble) se puede usar para determinar la respuesta a la fatiga. Antes de comenzar cada prueba, se registra el máximo y el mínimo esfuerzo, σ^{\max} y σ^{\min} , radio R , prueba de frecuencia y la forma de la onda de la carga para fatiga. Se sugiere también que la temperatura de la probeta y el sujetador se mida durante la prueba.

Las frecuencias más altas de carga y el radio R pueden causar aumentos de temperatura considerables y variaciones de las propiedades en general del espécimen. Hay dos métodos para determinar la elongación del agujero con perno, Δ_N , en intervalos de ciclos seleccionados.

El primer método es por la medida directa de: $\Delta_N = d_N - d_i$, donde d_N es la medida del diámetro del agujero después de aplicar N ciclos de fatiga y d_i es la medida del diámetro del agujero antes de aplicar la carga. El segundo método para graficar la histéresis para los datos del esfuerzo versus la deflexión (Figura).

De cada conjunto de datos se seleccionan los intervalos de fatiga, la traslación (δ_n) es calculada utilizando la relación $\delta_n = \delta_{Nt} - \delta_{Nc}$, donde δ_{Nt} y δ_{Nc} son desplazamientos de cruceta o extensómetros en fuerza cero después de la tensión cuasi-estática y carga compresiva, respectivamente. La elongación del agujero con perno es calculada luego usando la relación $\Delta_N = \delta_N - \delta_i$, donde δ_i = traslación del sujetador antes de aplicarle carga de fatiga. El máximo esfuerzo soportado σ^{brm} , el esfuerzo medio soportado, σ^{mean} , y el esfuerzo alternante, σ^{alt} , son dados por las siguientes ecuaciones.

$$\sigma^{brm} = p^{max} / kdt$$

Ecuación 1. Máximo esfuerzo soportado

$$\sigma^{mean} = \frac{p^{max} + p^{min}}{2kdt}$$

Ecuación 1. Esfuerzo medio

$$\sigma^{alt} = \frac{p^{max} - p^{min}}{2kdt}$$

Ecuación 2. Esfuerzo alternante

Donde

- ✓ p^{max} = el mayor de los valores absolutos del pico y los valles de los valores de fuerza, N.
- ✓ p^{min} = el menor de los valores absolutos del pico y el valle de los valores de fuerza, N.
- ✓ k = constante del agujero del perno para multiplicar por la fuerza (1.0 para sujetador simple o pruebas con pines y 2.0 para sujetador doble)

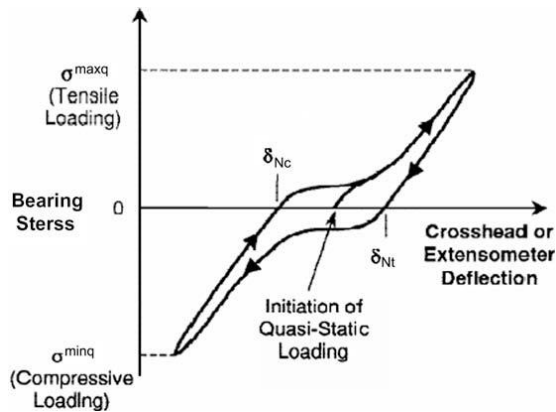


Figura 9. Representación gráfica de la histéresis típica para los cálculos de desplazamiento del sujetador [13].

En una estructura de material compuesto fijada por una fila de múltiples pernos, es importante distinguir entre si está o no soportando carga o carga por derivación. La carga de esfuerzo de corte transferida por un sujetador en particular es la carga soportada, y cualquier carga restante obtenida es transferida o es derivada a través de otros sujetadores.

Varios métodos de prueba y montajes están disponibles en la literatura [11][15] y [16] para obtener la respuesta a la interacción entre los elementos teniendo derivación de carga y poder ser clasificados como: (1) carga de perno independiente, (2) pasivo y (3) carga acoplada con el perno por derivación.

La norma ASTM D 7248/D 7248M [17] para la respuesta a la interacción soporte/derivación de láminas de materiales compuestos con matriz polimérica viene dada bajo la categoría 1 y puede ser usada para determinar la porción soportada de la interacción por derivación en juntas de materiales compuestos con pernos, donde la carga soportada es medida independientemente.

Sin embargo los procedimientos para todos los tres métodos se presentan en MIL-HDBK-17F [11] de acuerdo con el comité ASTM D-30, si la carga transferida por un sujetador individual es mayor que un 20% de la carga transferida a través de la junta, la estructura puede requerir una prueba de substanciación. El procedimiento de la prueba es consistente con lo recomendado con la norma militar MIL-HDBK-17F [11] y las desarrolladas por el centro de investigación de la NASA [15].

El diagrama de bloques de la prueba se esquematiza en la Figura (a). Las líneas AC y EC de la Figura (b) muestran una típica interacción soporte/derivación. Este gráfico ilustra la tensión/compresión neta y los modos de falla de soporte/derivación como una función del esfuerzo soportado y la deformación en los miembros unidos. Los puntos A y E indican falla en tensión neta o compresión con cero esfuerzo soportado (perno sin carga) y puede ser determinado por el método de agujero abierto.

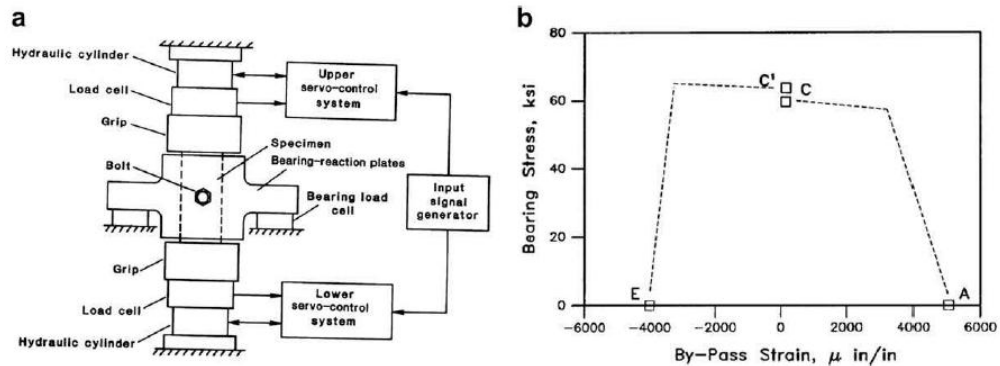


Figura 10. (a) Diagrama de bloque del método de prueba ASTM D7248 para determinar la respuesta a la interacción soporte/derivación en materiales compuestos [11], (b) diagrama de interacción soporte/derivación típico [11]

Las líneas AC y EC representan el efecto de la carga soportada sobre la tensión neta y los esfuerzos compresivos, respectivamente. La interacción soporte/derivación obtenida de la anterior prueba citada está formulada solo para los casos de tensión uniaxial y carga soporte/derivación. Sin embargo, debido a la

pobre resistencia de las estructuras hechas de materiales compuestos en la dirección transversal. Es importante determinar la respuesta a la interacción soporte/derivación cuando las uniones son sujetas a soportar cargas transversales independientes de la carga longitudinal de derivación, como se muestra en la Figura (b).

Sawicki y Nguyen compararon los modos de falla generados debido a las cargas longitudinales, o sobre el eje y las soportadas transversalmente. En el caso de cargas soportadas transversalmente, la concentración de esfuerzos aumenta, desde la localización de la fibra y el daño en la matriz ocurre en la localización del pico de la carga derivada y por lo tanto se reduce la resistencia de derivación [16].

Prueba para la fuerza de arranque

Ya que las estructuras de materiales compuestos a menudo tienen una resistencia transversal pobre, es importante establecer las características de la fuerza de arranque como parte de la verificación del diseño.

La resistencia la fuerza de arranque es la carga máxima en una unión mecánicamente sujeta hecha de materiales compuestos en que la placa puede sostener, cuando estas son tiradas perpendicularmente al plano de las placas. La prueba ASTM D7332/D7332M-07 [18] o el método de prueba de resistencia a la extracción [11] pueden ser usados para determinar la resistencia a la extracción de la combinación de placas y remaches en materiales compuestos.

Esta prueba también puede ser usada para evaluar los diferentes componentes del remache, tal como, perno-tuercas, pasador-collarín o arandelas. Dos métodos son recomendados; el primer método (Procedimiento A), es usado para el cribado y el

desarrollo del sujetador, y el segundo método (Procedimiento B), se usa para desarrollar variables del diseño.

Los métodos anteriormente citados son consistentes con el procedimiento dado en el manual del grupo de trabajo militar MIL-HDBK-17F [11]. El procedimiento A es similar a los sistemas métricos adoptados por los Estándares Aeroespaciales Nacionales (NAS) NASM 1312, método de prueba 8 y la Asociación De Industrias Aeroespaciales (AIA) [19][20].

Los procedimientos A y B [18] son para probetas en forma de placa plana de sección transversal rectangular con un agujero circular en el centro para el sujetador. Adicionalmente, el procedimiento A requiere dos placas y cuatro agujeros más serán taladrados en la periferia de la probeta para acondicionar la prueba para el montaje de sujeción. Para el procedimiento A, las dos placas son unidas por un sujetador y una placa es rotada 45 grados con respecto a la otra placa. Las placas son apalancadas por separador, lo cual da como resultado una carga a tensión en el sujetador.

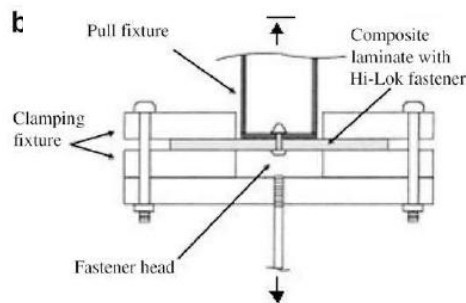


Figura 11. Instalación para la prueba experimental para la prueba del tirón al perno usada por Banbury y Kelly [21]

En el caso del procedimiento B, la carga es aplicada a una placa de material compuesto a través de una garra de fijación (Figura). Es recomendable que el espesor, t , de la placa deba ser 1.5 veces mayor que el diámetro, D , del vástago del

sujetador. El esfuerzo arranque es calculado con el primer pico correspondiente de carga observado en la curva de carga-desplazamiento.

Banbury and Kelly [21] han determinado la resistencia de arranque de placas hechas de materiales compuestos hechos de fibra de carbono pre impregnada de epoxi con tela de tejido liso y cinta unidireccional teniendo una secuencia de apilamiento de $[0,90/\pm 45]$ usando el montaje de sujeción mostrado en la Figura). Para los sujetadores sobresalientes y los de cabeza avellanada fue señalado el apriete en placas de materiales compuestos.

Se observó que la falla por carga se incrementó con el aumento en el radio del sujetador y el espesor y por lo tanto se concluyó que las uniones de materiales compuestos con la aplicación de una fuerza de arranque pueden fallar en la matriz por fractura de esfuerzo cortante del borde exterior de la cabeza del sujetador o en falla a flexión en los pliegues superior e inferior cerca al contorno del agujero del perno [18].

3.4.2 Normas para materiales compuestos textiles hechos por la NASA. Los métodos de pruebas estándar discutidos anteriormente, los cuales fueron desarrollados por la ASTM y el grupo de trabajo MIL-HDBK-17F, son fácilmente aplicables para fibras continuas y discontinuas (cinta o tela) reforzadas con compuestos los cuales son laminados balanceadamente y simétricamente con respecto a los parámetros experimentales.

Estos métodos de prueba no son apropiados para la prueba materiales compuestos textiles que tienen redes continuas de trenzas, tejido, tricotado, o fibras cosidas. La microestructura de ese material compuesto textil difiere significativamente de los de cinta laminada. Por ejemplo, bajo tensión uniaxial, debida a la compleja

arquitectura de fibras (entrelazamiento y entretejido de bultos de filamentos) en materiales compuestos textiles, los desplazamientos locales no homogéneos se desarrollan dentro de estos. Este comportamiento no es observado en el caso de láminas hechas de cintas unidireccionales preimpregnadas.

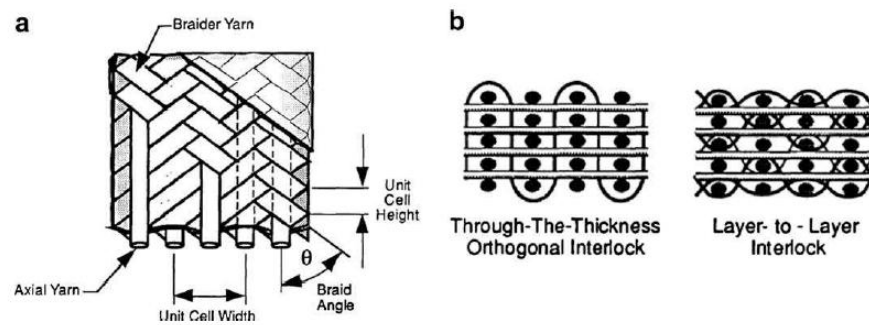


Figura 12. Ilustración de la típica arquitectura para textiles en materiales compuestos: (a) arquitectura del trenzado triaxial 2D, (b) arquitectura del entramado del tejido 3D [23]-[26].

La NASA ha costeado numerosos programas de investigación en el área de los compuestos textiles. Estos programas incluyeron manufactura de paneles experimentales usando resina de modelado por transferencia (RTM) [22], desarrollo de métodos de prueba estándar de tensión para especímenes sin muescas [23], pruebas de tensión con agujero abierto [24] y agujero lleno, y el desarrollo de métodos de prueba estándar para determinar la resistencia soportada de compuestos textiles [26].

La resistencia soportada de juntas de compuestos textiles hechas de trenza triaxial 2D (Figura(a)) esta medida bajo tres configuraciones de carga a tensión: de simple esfuerzo al corte inestabilizado (Figura(a)), de simple esfuerzo al corte estabilizado (Figura(b)) y esfuerzo al cortante doble (Figura(c)). Las resistencias soportadas en un perfil tridimensional tejido de una junta hecha de materiales compuestos

(Figura(b)). La resistencia soportada que fue observada era más sensitiva para la relación e/d que para la relación w/d , donde e =distancia del borde, w =anchura del espécimen y d =diámetro del agujero para el perno.

Las resistencias en la prueba de simple esfuerzo al corte inestabilizado son típicamente más bajas que la prueba de simple esfuerzo al corte estabilizado debido a la curvatura del espécimen y al esfuerzo de corte inestabilizado durante la aplicación carga.

La prueba del esfuerzo cortante doble en la cual la curvatura es casi eliminada y como resultado se crea una resistencia soportada más alta. Comparando el promedio de resistencia soportada de juntas con diferente arquitectura de trenzado (Figura), es claro que el rendimiento de la resistencia en la configuración de esfuerzo cortante doble fue la más alta y la prueba de esfuerzo simple al corte inestabilizado fue la configuración que produjo la más baja resistencia.

La observación más importante es que la diferencia entre diferentes arquitecturas de trenzado fue pequeña. Sin embargo, se concluyó que tamaños más pequeños de filamentos y trenzados angulares más pequeños pueden dar como resultado un mejoramiento en la resistencia. Fue también recomendado que la relación del espécimen e/d debería ser mayor a 3 y la relación w/d debería estar por debajo de 6.

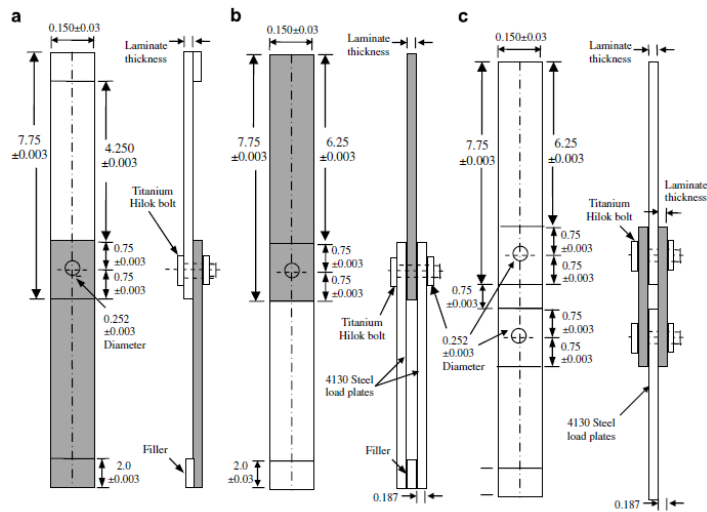


Figura 13. Disposición de las probetas de juntas apernadas en compuestos textiles: a) inestabilizado cortante simple, b) prueba con doble cortante y c) estabilizado para cortante simple. [25], [26]

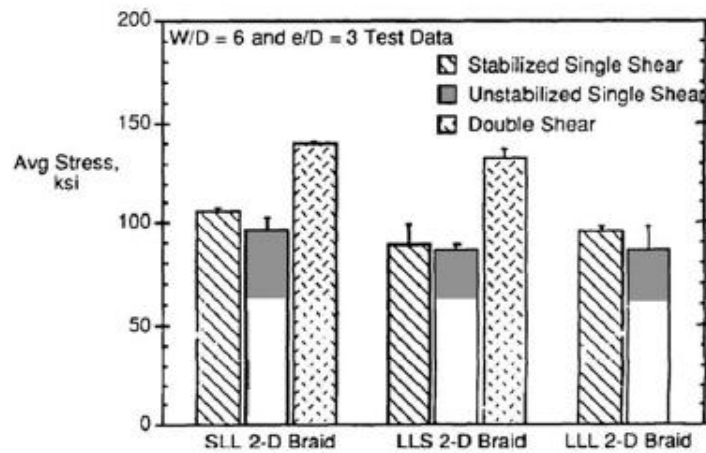


Figura 14. Resistencia ultima de compresión para compuestos Textiles con diferentes tejidos 2D (planos)

3.5 CONSIDERACIONES MECÁNICAS DISEÑO

El diseño de las juntas apernadas en materiales compuestos es innovador y con una alto grado de complejidad comparadas con las uniones metálicas, esto debido a las configuraciones variables que presentan los patrones de las fibras en los

materiales compuestos, como son: esfuerzos tridimensionales, distribución de fuerzas en las juntas, existencia de modos de falla no convencionales en las juntas apernadas metálica y el hecho que las juntas en materiales compuestos pueden fallar con cargas que no se pueden predecir por uno de los dos modos de falla perfectamente plástico o elástico.

Varios parámetros geométricos pueden influir en el diseño mecánico de la junta, Si en uno de los parámetros de la geometría de la junta no se sigue la recomendación precisa del diseño esta puede fallar.

Primero se presenta una falla local que se propaga en dirección del espesor causando una falla en la estructura. La calidad del diseño de la junta afecta directamente la durabilidad y la confiabilidad de la estructura. Para un óptimo diseño de juntas en materiales compuestos es necesario investigar los efectos de la composición de los materiales compuestos y la geometría de la junta en el comportamiento mecánico y los modos de falla de toda la estructura compuesta. Los pernos generalmente son grandes para que puedan alcanzar su nivel óptimo en servicio debido a que las cargas de fatiga están se concentran el agujero y el material circundante hace que este se desgaste. Esta es una de las razones por las cuales en las uniones mecánicas se crean esfuerzos longitudinales que conllevan a fallas en la junta y finalmente una falla catastrófica en la estructura.

La concentración de esfuerzos que se desarrolla alrededor del agujero reducen drásticamente las fuerzas de la estructura creando fallas en las juntas, esto es esencial para predecir la iniciación de la falla y evitar la propagación de estas con el fin de hacer un buen diseño de la junta.

La industria aeronáutica tiene que hacer frente a los más altos requerimientos de seguridad así como la eficiencia económica hoy en día. Al fin de construir estructuras de aviones más seguras, la industria implementa conceptos como *vida segura* y *tolerancia al daño* que se necesitan en el diseño.

De acuerdo con esto el concepto de vida segura, una estructura es diseñada teniendo en cuenta un tiempo mínimo durabilidad que predice que no ocurra ningún fallo catastrófico.

En la tolerancia al daño el diseño debe soportar todos los daños y posteriormente se debe hacer una revisión en funcionamiento normal de todos los esfuerzos hasta que se presente la falla. Generalmente este es más económico para algunas estructuras, que los hechos con el criterio de vidas segura.

El uso de juntas en materiales compuestos en la industria aeroespacial se debe a que presentan facilidad en el desarme de los componentes de las estructura. Adicional a esto permite tener acceso al interior de la estructura para hacer inspecciones paródicas y posterior mantenimiento.

3.5.1 Metodología Del Diseño. Camanho y Lambert, [27]recomiendan que para un diseño óptimo de una junta laminada en materiales compuestos es importante desarrollar una metodología que permita predecir el límite de elástico en la junta, la carga inicial con la que se lleva a cabo y la carga última de falla en la junta. La metodología solo predice modo de falla por cortante doble en las juntas apernadas en materiales compuestos en el soporte por tensión y cortante.

En esta metodología los autores calculan la distribución de esfuerzos en cada capa a fin de predecir el límite elástico y carga ultima de falla en la junta. El límite

elástico está definido como el valor de la carga a la cual aparece la primera grieta en cualquiera de las capas de la lámina y se puede predecir utilizando el criterio de falla antes de calcular la distribución de esfuerzos.

Se utilizan dos métodos para predecir la distribución de esfuerzos en cada capa método semi analítico basado en la teoría de elasticidad, y un modelo numérico basado en elementos finitos. Como una conclusión de la investigación de los autores está basada en el gráfico de la distancia característica en compresión y tensión, Figura.

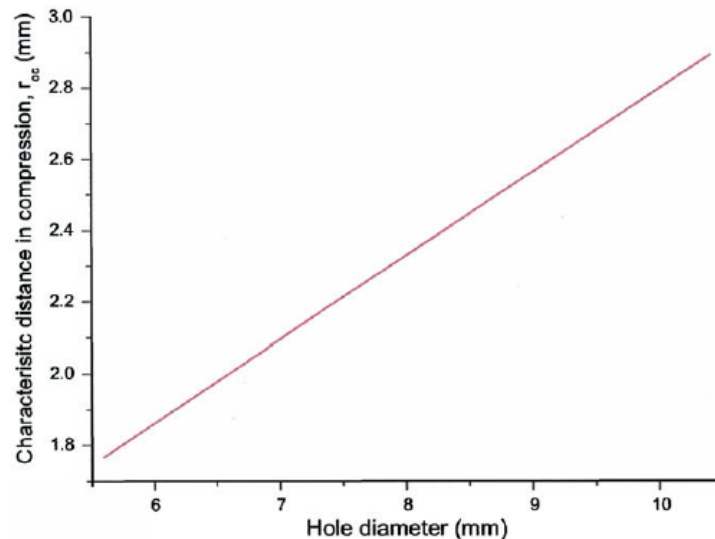


Figura 15. Distancia característica en compresión para el modelo de puntos de esfuerzos en juntas apernadas [27]

Cuando las probetas compuestas se fijan mecánicamente y se someten a cargas de tensión o compresión, la concentración de esfuerzos se produce en la frontera de los agujeros y sobre todo en los orificios del perno y la parte frente al perno que experimenta esfuerzos de compresión. En este caso la ubicación (o distancia característica) es usada para calcular la carga de rotura crítica.

No hay métodos estándares que permitan medir la distancia característica. Sin embargo los métodos utilizados por Whitney y Nuismer [28], y Nuismer y Labor [29] para los casos de tensión y compresión se pueden utilizar para calcular la carga de Falla en la junta.

El procedimiento para determinar las distancias características de tensión y compresión son los siguientes:

En primer, lugar sin muescas se determina la resistencia a la tracción y compresión como lo dicen la norma ASTM D 3039/D 3039M-2006[4]. Con la probeta abierta o llena de agujeros se determina la carga de rotura de acuerdo a las normas ASTM D 5776/D 5776M [3] y ASTM D 6742/D 6742M. [7] Se desarrolló un modelo de elementos finitos (EF) con agujero y cerrado (si es necesario) y el análisis de esfuerzos se lleva a cabo mediante la aplicación de cargas de rotura correspondientes a la prueba abiertos o con agujeros.

La longitud característica en compresión R_{ot} , o tensión R_{oc} , se definen como la distancia desde el borde (desde el borde para tensión y desde el frente para compresión) del agujero hasta el punto donde se concentran los esfuerzos de tensión o compresión es igual al laminado sin muescas correspondiente. Dado que las longitudes características dadas anteriormente son para cargas puras tensión y compresión, otros métodos de falla tienen que ser evaluados en base a la curva característica. Una curva característica es aquella que conecta las longitudes características de la tensión y compresión.

Chang y otros. [30] Propusieron un método que combinaba las longitudes características R_{ot} y R_{oc} con el criterio de la falla *Yamada* para predecir la tensión

ultima de fallas y modo de falla de las juntas apernadas en compuestos de matriz polimérica con la curva característica representa como:

$$r_c \theta = d_2 + R_{ot} + R_{oc} - R_{ot} \cos\theta$$

Ecuación 3. Ecuación curva característica

El criterio de falla de Yamada [31] está basado en la asunción que antes de que se presente la falla en todo el laminado cada una de las capas del laminado ha fallado debido a las grietas a lo largo de la fibra de acuerdo con la siguiente condición;

$$\frac{\sigma_x}{X} + \frac{\sigma_{xy}}{S_c} = e^2 \begin{cases} e < 1 & \text{no falla} \\ e > 1 & \text{falla} \end{cases}$$

Ecuación 4. Criterio de falla de Yamada

Donde σ_x y σ_{xy} son los esfuerzos longitudinales y cortante en cada placa respectivamente, X y S_c son la resistencia longitudinal a la tracción y resistencia de corte en una capa simétrica del laminado con el mismo número de capas en el laminado que se trate, la curva característica es independiente a la geometría y distribución de las fuerzas, depende del material.

Cuando el parámetro (e) es igual a uno en la curva característica el ángulo θ correspondiente esta: $-15 < \theta < 15$ si esta relacionado con el modo de falla, $30 < \theta < 60$ el modo de falla es cortante, y si $70 < \theta < 90$ entonces el modo de falla es por tensión. La falla es causada por la combinación de estos modos de fallo si θ toma un valor intermedio.

Las metodologías de diseño planteadas anteriormente, no dependen solo de la solides de los modelos semi empíricos o semi analíticos utilizados, sino también los métodos utilizados en las normas para evaluar las probetas. Por ejemplo la curva característica puede ser independiente a la geometría de la junta apernada, sin embargo estas curvas son muy dependientes del material.

Ireman y otros. [32]Utilizan métodos basados en computadora para generar diagramas de diseño para predecir la resistencia ultima en diferentes condiciones de carga uní axial, by-pass y de aplastamiento.

Con el fin de predecir la resistencia a la compresión, los autores desarrollaron un método FE para determinar la distribución de carga en un sujetador de hileras múltiples en las juntas. Después de predecir las distribuciones de carga, los autores llevaron a cabo un análisis para la tensión / compresión y cortante en placas infinitas cargadas. Con la sección neta y teniendo el modo de fallo se pudo predecir las fuerzas en las juntas apernadas.

Se concluyó que el método desarrollado EF dio predicciones razonables de la resistencia de las juntas apernadas sometidas a distribuciones de fuerzas no uniforme a través del espesor de la lámina.

Aunque es posible obtener mejores predicciones de los modos de fallo mediante la realización de experimentos, si se asumen los modos de fallo como en el modelado analítico estos pueden ahorrar una cantidad de tiempo considerable.

Los autores también concluyeron que, debido al gran número de juntas apernadas en un avión, los diagramas de diseño y modelos simplificados de análisis siempre serán herramientas útiles para el ahorro tiempo a los diseñadores.

Ireman [33] desarrollado también un procedimiento de diseño para el diseño de simple empalme en la junta apernada cargada en tensión neta. De acuerdo con este proceso de diseño se tiene: en primer lugar, se determina la distribución de carga en la junta, seguido a esto se determina la distribución de esfuerzos alrededor del perno y por último se predice la fuerza de unión en la junta apernada usando el criterio de falla correspondiente.

La distribución de esfuerzos a través del espesor del laminado se determina mediante la utilización de un modelo de elementos finitos FE en 3D. Debido a que se presentan esfuerzos inter laminares y estos son tridimensionales y se presentan siempre cerca de los bordes libres de la probeta, la utilización de un modelo de elementos finitos en 3D será el más preciso para el cálculo de la distribución de esfuerzos en la junta apernada.

Además el modelo 3D puede explicar el contacto no uniforme de esfuerzos introducidas por la curvatura secundaria, cuando se aplica una carga neta para empalme único en la junta apernada. La curvatura secundaria, es causada por la excentricidad en la carga entre las placas. La curvatura secundaria puede cambiar el modo de falla y afectar a la carga de falla ultima. Las medidas experimentales de la resistencia proporcionan información sobre la curvatura secundaria. La carga para que la curva de tensión se vuelva no lineal.

Con el modelo de elementos finitos el autor en su investigación fue capaz de predecir el desplazamiento relativo entre las dos probetas. Sin embargo, las mediciones experimentales no se encontraban en buen acuerdo con el método de elementos finitos FEM. La diferencia en las mediciones puede ser causada por el desajuste entre las dos probetas, en combinación con los efectos de fricción. Sin

envergo el modelo de elementos finitos y de fuerzas experimentales se encontraban valores muy similares.

Otra conclusión es que el modelo de elementos finitos es un método útil para determinar las propiedades en juntas apernadas.

Zhang[34]desarrolló una formulación de elementos de contorno para predecir la integridad estructural de las articulaciones de síntesis basada en la determinación de las tensiones en torno a cada uno de los elementos de fijación.

Dano y otros. [35] Desarrollaron un modelo de daño progresivo para investigar el efecto de los criterios de rotura y la degradación de las propiedades del material, sobre el comportamiento de las articulaciones de grafito/epoxy en un compuesto laminado. El modelo de daño progresivo (PDM) fue implementado en un código de propósito general EF (ABAQUS) como se ve en la Figura.

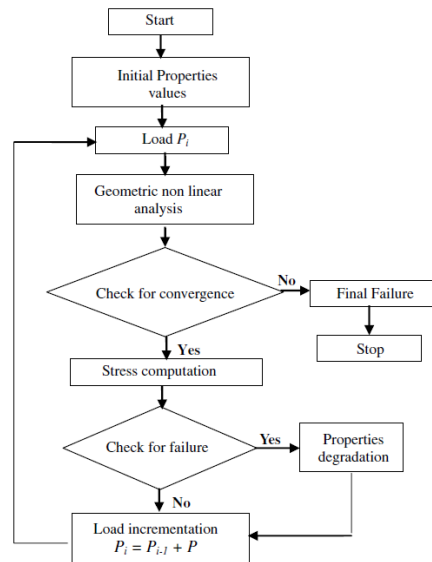


Figura 16. Algoritmo del modelo de daño progresivo [35]

Kradinov y Otros.[37]desarrollaron un algoritmo genético para optimizar los parámetros de diseño de compuestos uniones atornilladas. Los mismos conceptos utilizados en los algoritmos genéticos de la biología fueron trasladados a la optimización del diseño de compuestos uniones apernadas.

3.5.2 Selección De Materiales. Los materiales compuestos se pueden unir con adhesivos o medios mecánicos sujetadores, pero el tema central de la investigación está centrado en sujetadores mecánicos tales como remaches, pernos y tornillos de dos piezas (tornillos con rosca y la tuerca). Generalmente estos son los sujetadores de acero, acero inoxidable, aluminio, o de titanio y la selección del material depende de varios factores: [38]

- ✓ diferenciales de expansión térmica del elemento de fijación en el compuesto.
- ✓ Des laminación causada por los sujetadores con carga.
- ✓ peso del sistema de sujeción.
- ✓ la intrusión de agua entre el sujetador y la corrosión galvánica compuesto y de la articulación.

Otros factores importantes en el diseño de un compuesto común que incluyen, pero no se limitan a la selección de fibras y resinas, amarre de la secuencia, parámetros geométricos tales como e/d y w/d , separación o interferencia, la precarga inicial o fuerza de sujeción, tipo de articulaciones (sencillo o doble empalme) y método de agrupamiento (Remachado, atornillado alfiler o conjunta).

La importancia de algunos de los anteriores factores y sus efectos sobre las articulaciones reforzadas con fibra compuestos de polímeros [39],[40] y materiales plásticos (termo fijo y termoplástico) [41],[42]ha sido discutida. La selección de los

parámetros geométricos adecuada u óptima y materiales son muy esenciales para lograr la integridad estructural de la estructuras de materiales compuestos.

3.5.3 Efectos Geométricos. Cooper y Turvey [43] investigaron experimentalmente los efectos de la geometría de la junta (las relaciones e/d y w/d) y el perno de fijación inicial del par en la rigidez, carga de rotura y el modo de falla en uniones apernadas de doble o simple empalme en plástico reforzados con fibras (PFRP) en tensión. El *PFRP* consiste en un material de fibras de vidrio tipo E en una resina epoxi de poliéster y relleno (por ejemplo, arcilla o carbonato de calcio) matriz. Los resultados indican que las cargas de falla son directamente proporcionales a la relación de e/d y al aumentar esta cambia la relación del modo la falla de corte ($e/d < 3$) con relación a ($e/d > 3$).

La misma tendencia se observó en la relación w/d , con $w/d > 4$ garantizar una falla localizada. La relación entre e/d y w/d con los cuales los cambios en el modo de falla por cizalla o tensión localizada se llama relación crítica e/d y w/d , respectivamente. Los resultados también indican que la relación crítica, e/d y w/d , proporcionales aumentan con el aumento del torque de sujeción.

La rigidez inicial de la junta no se vio afectada por el aumento de la relación e/d , sin embargo, aumentando w/d , aumenta la rigidez inicial. Se observó que para un par constante la rigidez de sujeción según la definición de la carga frente al desplazamiento del perno disminuye significativamente, Figura.

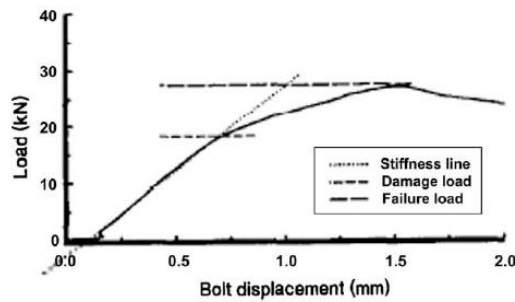


Figura 17. Grafica típica de desplazamiento Carga-perno para juntas apernadas PFRP

Los autores definen este punto de reducción de rigidez como la “carga de falla” y proponen un diseño característico basado en la carga de falla y geometría crítica de la junta (e/d y w/d).

Es recomendable que para este diseño característico se utilice un torque inicial de sujeción. El efecto en el área de sujeción donde la rigidez y la carga de falla de simple y doble empalme de juntas compuestas en tensión (T800H/3900-2carbón/epoxi).

Tres diferentes configuraciones fueron llevadas a cabo por Sum y Otros [44]: juntas con pasador (sin soporte lateral), juntas apernadas y juntas con arandelas ($D_w/D = 2,3$), donde D_w es el diámetro de la arandela. Para las juntas apernadas la precarga debe ser de 800 Lbs. En las juntas se pueden disponer de $e/d = 6$ y $w/d = 8$ y con un perno de diámetro $D=6,35mm$. Los resultados indican que la carga de falla aumenta significativamente para juntas con restricción lateral comparadas con las juntas con pasador sin soporte lateral. Generalmente la carga de falla incrementa con el incremento del área de sujeción.

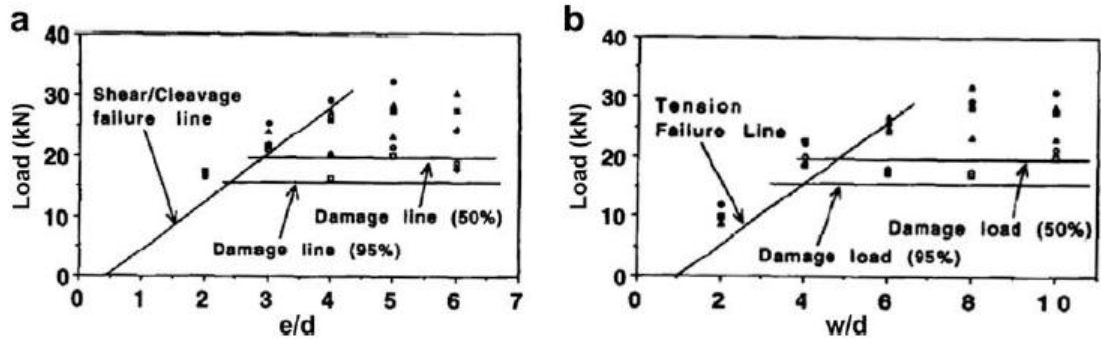


Figura 18. Diseño característico de a) relación e/d, b) relación w/d, para PFRP serie 500 (vidrio E/resina de poliéster 6,35 mm de espesor) perno simple doble pliegue, juntas en tensión [43]

Los efectos de medida de la arandela en las fuerzas de las juntas de aperturas en materiales compuestos hechos de fibra reforzada con epoxi son determinadas experimentalmente [45].

Las pruebas elaboradas y el diseño de las probetas están bajo la norma ASTM D 5961. Para arandelas se prueban con cuatro diferentes diámetros $D_{wo} = 14, 18, 22$ y 27 mm para un perno de diámetro $D = 6 \text{ mm}$ y un espacio de $0,1 \text{ mm}$ que se selecciona basados en el estudio.

Para un par de torque constante ($15 \text{ N}^*\text{m}$), los resultados obtenidos que muestran que la rigidez y carga de falla disminuyen con el incremento del diámetro de la arandela, se nota que la presión de contacto en la arandela decrece con el incremento del área de apriete $A = \pi_4 * D_{wo} - D_{wi}^2$. En una curva de carga/desplazamiento en Figura se ve que el incremento es no lineal respecto a la medida de la arandela.

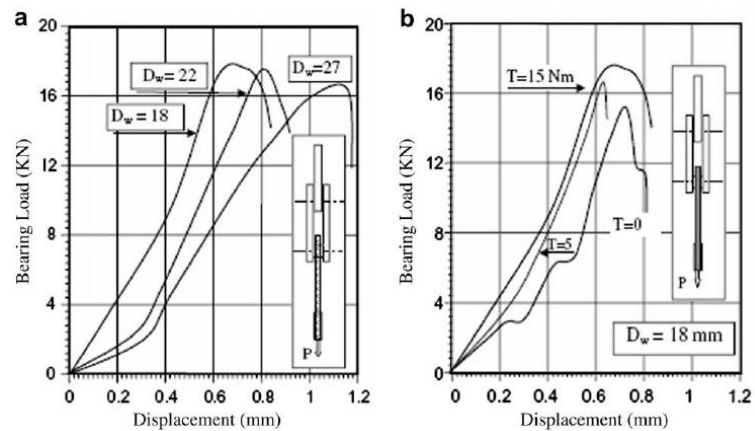


Figura 19. Curvas carga-desplazamiento para juntas apernadas fibras de vidrio-epoxy: a) Con diferentes diámetros de arandela, b) Con diferentes zonas de presión [45]

Este comportamiento indica que la rigidez, la carga de falla y el esfuerzo en la junta no solo depende de la geometría de la junta ($e/d, w/d$) también depende del área de apriete y de la secuencia de apilamiento.

La influencia de la secuencia de apilamiento en la rigidez, carga de falla, concentración de esfuerzos y modo de falla en uniones mecánicas (pernos, pasadores) carbón/epoxi (HT145/RS122) laminadas con 5 diferentes secuencias de apilamiento (3 cuasi - isotrópicas y 2 ortotrópicas). Esta prueba fue diseñada para fallar a tensión [46]. Los especímenes fueron diseñados para fallar en el modo de resistencia ultima (e/d y $w/d = 5$).

Se lleva a cabo una comparación de los resultados de las uniones ancladas con diferentes secuencias de apilamiento. Figura a y b, pone en evidencia que los efectos triaxiales de cuasi-isotrópico y ortotrópicos, resistencia ultima y fuerza de des laminación.

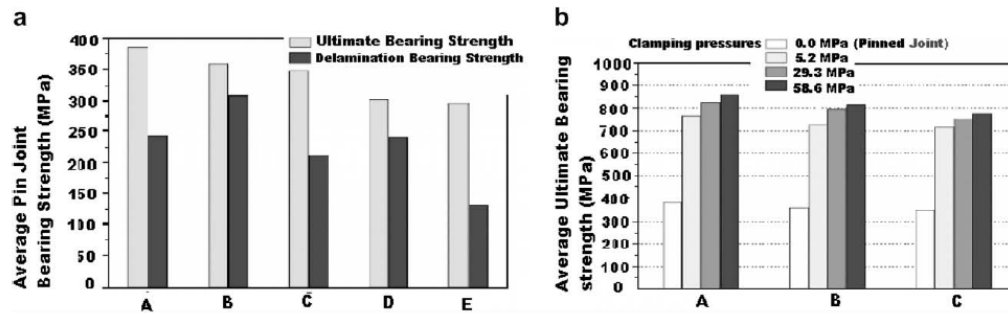


Figura 20. Resistencia ultima y delimitación de resistencia última con diferentes secuencias de apilamiento para: a) Juntas con remache, b) juntas apernadas [46] (Nota: A - $[90_3/\pm 45_3/0_3]_s$, B - $[90_3/0_3/\pm 45_3]_s$, C - $[0_3/\pm 45_3/90_3]_s$, D - $[90_6/0_6]_s$, y E - $[0_6/90_6]_s$).

Por ejemplo, tener capas de 90° sobre la superficie contribuye a mejorar la fuerza de des laminación triaxial paracuasi-isotrópico y orto trópicos. A partir de estos resultados parece que habiendo 0° entre capas sobre la superficie disminuirán ambos resistencia última y fuerza de des laminación.

Wang y Otros. Llevaron a cabo pruebas de resistencia en una articulación de (distorsión de doble empalme) de pin a fin de determinar las tolerancias de diseño para las uniones atornilladas en los compuestos de laminado [47]. Las tolerancias de diseño se determinaron basándose en la fuerza de las articulaciones y la fiabilidad requerida.

Una medida común de fiabilidad que se utiliza en la industria aeroespacial es la base de B permitida. Tolerancias de base B se utilizan para las estructuras en las que el hecho de que cada elemento individual resultaría en la redistribución de la carga entre los restantes miembros de la estructura. En esta investigación se variaban las proporciones w/d y e/d para determinar la distancia del borde mínimo, e y el ancho, w , en la que el donde va a tener influencia el esfuerzo.

Se trata de un parámetro importante que proporciona información sobre cuando el comportamiento de las uniones atornilladas se desvía de la linealidad ideal. Este comportamiento dará información de diseño útil acerca de los valores de esfuerzos que causan daños localizados, pero no son peligrosos para la estructura debido a las bajas tensiones que podrían hacerla fallar. También se señaló que los valores de proporciones w/d y e/d dieron buena correlación entre los resultados experimentales y la FE que predijo resultados[47].

En los estudios presentados anteriormente, los efectos de parámetros geométricos del laminado, tales como w/d y e/d , en la rigidez y la resistencia última en las articulaciones unidas mecánicamente fueron considerados y se supuso una luz en el perno, λ y la interferencia, I , entre el diámetro del taladro de perno, d y perno/pin, diámetro D eran cero (caso de calzado-ajuste o ajuste de puro).

El porcentaje de separación y la interferencia son dadas por las relaciones:

$$\lambda = \frac{d - D}{d} * 100, \quad I = \frac{D - d}{d} * 100$$

Ecuación 5. Porcentaje de separación e interferencia

En general se acepta que, para aplicaciones aeroespaciales, la tolerancia típica para un juego de sujetador-agujero es de $+75/-0\mu m$.

Con el creciente uso de materiales compuestos en la industria automotriz y aeroespacial, las piezas compuestas tienen que producirse en masa y así los niveles de tolerancia diferentes pueden ser necesarios para unir componentes reduciendo así el tiempo de ciclo de producción y los costos de producción. Esto vital para investigar tanto experimentalmente y numéricamente los efectos de la tolerancia

en el comportamiento estático y dinámico de las articulaciones uní-perno y multi perno en materiales compuestos.

Con algunos de los primeros esfuerzos para estudiar los efectos de la tolerancia se han limitado a la modelación numérica mediante métodos de elementos finitos(EF) [[48],[49]. Se constató que la rigidez de la junta laminada compuesta de grafito/epoxi fue aproximadamente el mismo con el incremento de apertura, mientras que el ángulo de contacto (cantidad de contacto entre el perno de pin y el agujero de perno) disminuye significativamente [48],[49]. En los últimos años, combinado estudios experimentales numéricos [50]-[62] en las articulaciones de un empalme uní-perno, perno de sencillo de doble empalme, multi perno de un empalme y de doble empalme.

McCarthy y Otros.[50]han hecho extensas investigaciones experimentales para determinar los efectos de la rigidez en la separación del perno del agujero y teniendo la fuerza de las juntas compuestas de un empalme uní-perno (tanto que sobresalen y atornillados).

Se hicieron Juntas compuestas de un empalme de grafito/epoxi HTA/6376 considerando un estado cuasi-isotrópico lay-up ([45/0/ - 45/90]_{5s}). Sujetadores de aleación Titanio grado aeroespacial con un diámetro nominal de 8 mm con holguras, $\lambda = 0\%$, 1% , 2% y 3% que fueron usados para este estudio. Las articulaciones se cargaron cuasi-estática en tensión.

Seleccionando una secuencia de apilamiento adecuada, se puede minimizar el efecto de la separación.

Compuestos probados por DiNicola y Fantle [51], hechos de fibras de carbón en una matriz de resina termoestable con cuasi-isotrópica, $[0/\pm 45/90]_s$ y tria-axial axial conforme, $[\pm 45/\pm 45]_s$. Con las cuales se llevaron a cabo pruebas en doble empalme, configuración de corte y fuerza de deformación de agujero de 4% (HDS), $\sigma_b^{4\%}$, y resistencia a la compresión, σ_b^u , fueron grabadas por el método de ensayo estándar de ASTM D 953 descrito anteriormente para resistencia a la compresión de plástico [9]. Se demostró que el HDS del laminado cuasi-isotrópico para un perno de 6,35 mm de diámetro de 3-7% superior a la de la aplicada axialmente a laminas. No se informó el efecto de la separación de la rigidez articular.

Dos grupos de investigadores [50],[51] llegaron a la conclusión de que el efecto de la separación en la carga máxima de tracción, P_{max} , era insignificante, de esta manera la resistencia ultima a la compresión, σ_b^u , se afecta con el aumento de la separación entre el perno y el agujero.

Sin embargo, McCarthy[50]encontró que teniendo la resistencia ultima, ϵ_b^u , aumenta significativamente con el incremento de apertura. Esta anomalía fue explicada para mirar el daño en las juntas compuestas con el incremento de apertura. Se ve que las juntas al ser sometidas a extensos daños en el plano de tensión se forman una red de grietas por corte propagándose desde los bordes del perno-agujero hasta los extremos de las juntas ($\lambda = 0$) como se muestra en la Figura. Una de las razones de esto podría ser el área de contacto más pequeña para las uniones con holgura como las mencionadas anteriormente [48,49].

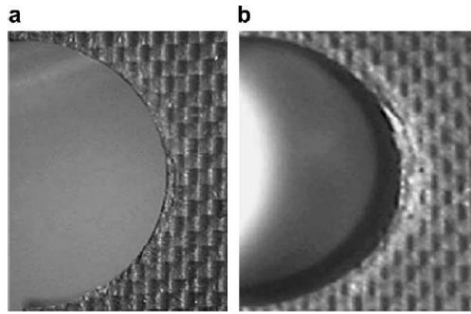


Figura 21. Deformación alrededor del agujero con perno a) Sin y b) con luz entre el perno y la probeta para laminados de grafito/epoxi [50]

Esto es importante si se considera que la absorción de la energía (es decir, la absorción de energía global en la articulación es igual a la energía absorbida a través de daños laminados además de aquella absorbida por deformación plástica del perno).

Por lo general se recomienda que se reduzca el espacio entre el agujero y el perno esto debe evitarse porque una holgura mayor lleva a reducir el área de contacto entre el tornillo y el orificio de perno, provocando tensiones de contactos a la compresión superiores.

Se demostró experimentalmente [53],[54] que para configuración cross/ply Fibra vidrio reforzado epoxi (R1500 de 1581) compuestos laminado cargados a tensión, la magnitud de la tensión de contacto a la compresión, σ_{ymin} , en la dirección del aumentos de carga aplicada en 3000% para $\lambda = 37\%$ y 900% para $\lambda = 5,5\%$ en comparación con el caso de $\lambda = 0\%$. La ubicación de σ_{ymin} , y tanto la magnitud y la ubicación de la tensión de tracción, σ_{ymax} , demostraron ser independiente del nivel de tolerancia.

Las investigaciones numéricas llevadas a cabo previamente se usaron para determinar los efectos de la tolerancia en las juntas mecánicas compuestas se han limitado a análisis 2D, en donde se asume un plano de esfuerzos. Sin embargo, el campo de tensión en la región de agujero de tornillo de contacto es tridimensional y varios investigadores han identificado la necesidad de análisis 3D con el fin de incluir los efectos de esfuerzos a través de espesor [1].

Un modelo tridimensional fue desarrollado por Kelly y Hallstrom[55]para estudiar los efectos del espaciado en el agujero del perno a través del espesor utilizando laminados de fibra de carbono/epoxi, con dos diferentes espesores, $t = 1,61$ y $3,3$ milímetros.

Las tensiones compresivas radiales en el plano de resistencia del laminado mostraron un aumento significativo con el incremento de apertura de agujero de perno. Se observó que estos aumentos fueron el resultado directo de una reducción en el área de contacto entre el tornillo y el agujero. Estos resultados de FE parecen apoyar las conclusiones de investigaciones anteriores experimentales [53], [54].

Lie y Otros [56]desarrollaron un modelo de elemento (BE) de límite para investigar el comportamiento de múltiples articulaciones de simple y doble empalme, utilizadas para unir paneles compuestos.

En primer lugar, se utilizó un análisis global para predecir la distribución de fuerza entre los sujetadores. Las fuerzas para cada sujetador fueron obtenidas mediante un concepto de modelo unidimensional. El concepto de modelo unidimensional es una simplificación matemática que se utilizó para el modelado analítico de materiales compuestos que se unió por múltiples elementos de sujeción. En segundo lugar, un análisis local fue empleado para determinar la distribución de la

tensión alrededor de cada uno de los agujeros de sujetador mediante el método BE. Basado en estos análisis se ha podido determinar si se producirá un error de los miembros de los paneles alrededor de un cierto perno-agujero.

Los autores concluyeron que el método desarrollado da buenas predicciones en la ubicación de las cargas de falla y tensiones máximas.

Un modelo plano 2D de EF se ha empleado para estudiar el porcentaje de carga transferida a cada pin en una articulación de doble empalme multi sujeción[57]asumiendo la separación de cero (caso de ajuste de puro), donde el empalme interior de la articulación de doble empalme está sujeta a la tracción de carga. Se demostró que el mayor porcentaje de carga transferido es más significativo en el pasador de la fila en el borde.

Mediante el análisis de la variación de la tensión radial en el límite de agujero de perno, los autores también han demostrado que el modo falla de la articulación se verán afectados por la fricción que se introdujo en la interfaz de sujetador. Sin embargo, si hay holgura en cualquier perno, se demostró que afectan significativamente la capacidad de carga en las articulaciones de simple empalme y doble empalme con múltiples pernos [58]-[62].

Se concluyó que la distribución de la carga se ve afectada significativamente por la más mínima separación en el perno. Sin embargo, la rigidez y la resistencia última de las articulaciones sigue siendo la misma. Los resultados de las articulaciones de doble empalme[60]muestran tendencias similares (es decir, el efecto de remoción en la rigidez y el último teniendo la fuerza de las articulaciones con y sin autorización no es importante).

El ajuste en la interferencia de pines generalmente se utiliza para disminuir los factores de concentración de esfuerzos y por lo tanto reducir la magnitud de la tensión local. En caso de fatiga el ajuste de interferencia de la junta reduce las tensiones oscilatorias y aumenta la vida de fatiga de las articulaciones [63].

Se ha estudiado el efecto de la interferencia de pin/agujero en la distribución de la tensión en compuestos ortotrópicos laminados cargados sólo numéricamente hasta ahora.

Lanza Di Scalea y Otros[64]. Investigaron dos niveles de interferencia y dos niveles de ortotropía $E_x/E_y \approx 1$ y $E_x/E_y \approx 0,237$. Un modelo de EF se ha desarrollado utilizando elementos de esfuerzos de plano 2D incluyendo la no linealidad en tensiones de contactos debido al arco de contacto y aplicado de la carga, sin embargo, se omiten los efectos de fricción.

La interferencia, I , fue creada para tener el diámetro de pin, d_p , más grande que el diámetro del agujero, $d = 6,35$ mm, por 0,02% y 0,04%. Los componentes polares normalizados de tensiones, σ_r (radial), σ_h (circunferencial), con respecto tensión de apoyo, $\sigma_b = P/dt$, fueron comparados para ajustes de interferencia y el ajuste neto ($d = D$) de juntas compuestas.

De esta investigación se puede ver que aunque podemos obtener efectos beneficiosos de la interferencia en las articulaciones, existe un nivel óptimo de esta. Aquí se demostró también que un valor bueno de interferencia depende del grado de anisotropía. Para comprender mejor los beneficios de la interferencia en las uniones atornilladas compuestas, se necesitan estudios más experimentales y de modelado 3D de Elementos Finitos, incluyendo efectos de fricción.

Investigaciones recientes con modelos 3D de Elementos Finitos llevadas a cabo por Pradhan y Babu[65] basados en las observaciones hechas por Lanza Di Scalea y Otros. [64].

Las observaciones de la comparación de tensiones periféricas con y sin interferencia por parte de Pradhan y Babu[65] eran similares a los de Lanza Di Scalea y Otros. [64]. Por ejemplo, se observa que la baja condición de ajuste de interferencia exhibe un esfuerzo periférico de pico $\sigma_{\theta_{max}}$ que es más pequeño que el de la condición de ajuste forzado. Se trata de un efecto beneficioso obvio en este nivel de interferencia.

El mismo comportamiento no se observa en la alta condición de ajuste de interferencia, que exhibe el mayor esfuerzo periférico en la condición de ajuste forzado. También se encontró que los efectos beneficiosos dependen del grado de anisotropía. Por ejemplo, con $l = 10^{-5} \text{ mm}$, la tensión de pico circunferencial, $\sigma_{\theta_{max}}$, es relativa a la de la condición de ajuste forzado, disminuida en aproximadamente el 10% para un laminado cuasi-isotrópico con $E_1/E_2 = 1,5$ considerando que para un laminado de grafito/epoxi con $E_1/E_2 = 17,6$ $\sigma_{\theta_{max}}$ en la actualidad se ha aumentado en un 30% y la cantidad de aumento era aún mayor para los niveles más altos de interferencia. Por lo tanto, el grado de anisotropía tiene un efecto significativo sobre los beneficios de un ajuste de interferencia[65].

3.5.4 Selección De La Precarga. Algunos diseñadores utilizan el código existente de diseño de MSFC-STD-486B de la NASA *Marshall Space Flight Center*[66], que fue desarrollado originalmente para las uniones metálicas.

Se recomienda que para juntas típicas estructurales precargadas en tensión, la precarga del perno de debiera ser inferior al 65% de la fuerza de tracción de

rendimiento del sujetador, mientras que la precarga del perno correspondiente para las uniones de cizalladura debe ser inferior al 60% de la fuerza de rendimiento de sujetador. Sin embargo, los valores de precarga están directamente relacionados con la tensión en el sujetador, pero no los miembros estructurales a los que están conectados.

En el caso de las articulaciones compuestas, se recomienda sólo la mitad del valor de precarga para cualquier tamaño de perno en uniones de acero [67].

Thomas y Zhao [68] probaron articulaciones compuestas de grafito/epoxi con diferentes espesores y diámetros de perno y encontraron que la precarga límites según lo especificado por MSFC-STD-486B son aceptables, pero recomiendan que realizase un ensayo de torque-tensión mientras simultáneamente supervisa los niveles de energía utilizando las emisiones acústicas para evitar daños en la articulación.

La razón de esto es que sujetadores mecánicos tales como tornillos y remaches típicamente generan fuerzas de sujeción en la dirección de (TTT) a través de espesor de estructuras compuestas, perpendiculares a la dirección de refuerzo de fibra.

Estas estructuras tienen propiedades pobres en la dirección de TTT y son susceptibles de sufrir daños y fallas. Esto es muy importante para el comportamiento de visco elasticidad, debido al comportamiento tiempo-dependiente de los efectos visco elásticos de matriz - polímeros, es normalmente más evidente en la dirección de TTT dominada por la matriz.

Es importante analizar el comportamiento visco elástico, debido al comportamiento de tiempo-dependiente de los efectos visco elástico de la matriz-polímero es normalmente más evidente en la dirección de TTT dominado a la matriz.

Se han investigado ampliamente los beneficios de las fuerzas de sujeción de precarga inicial en la resistencia última.

Para laminados de carbono/epoxi que han demostrado que resistencia ultima es casi el doble que el de la fuerza de des laminación con el aumento de la presión de apriete[46].También, teniendo la fuerza de la articulación atornillada con presión de apriete inicial es significativamente superior que la fuerza de las uniones ancladas. La razón puede ser que la fuerza de deslizamiento de capas es suprimida por la presión de apriete inicial y por lo tanto el modo de error también se convierte en progresivo en lugar de catastrófica (tal y como se observa para las uniones ancladas).

El destaca el esfuerzo singular que surge la interfaz entre una cabeza del perno de titanio y la placa del compuesto de fibra de carbón sometida a una fuerza de sobre la abrazadera que han sido investigados [69].

Las investigaciones citadas en la sección se pueden dividir en dos grandes partes: primero, están los autores que se definen en la concentración de esfuerzos sobre la zona y el factor introducido por las fuerzas de sujeción. En segundo lugar, los autores que mostraron la influencia que tenían los daños localizados la zona de apriete y la resistencia ultima.

Sus investigaciones se basaron en una teoría de la formulación de la elasticidad. Una de las conclusiones fue que las características de la concentración de esfuerzos surgen en el borde de la cabeza del perno son similares a los de una grieta que se presentan en un material, caracterizado por la mecánica de fractura lineal elástica. Yan y Otros[70]. Llevaron a cabo un estudio experimental para analizar el efecto de la fuerza de los orificios llenos (con perno) para sujeción de los tornillos sobre la resistencia última de la probeta de compuesto de grafito/epoxi de 3900/T800-2. Ellos demostraron experimentalmente, que si se aumenta la fuerza de sujeción significativamente reduce la resistencia a la tracción las muescas de especímenes compuesto de perno con agujero lleno en comparación con aquellos con ningún perno (orificio abierto).

Esta reducción significativa fue observada sólo para laminados con alto porcentaje de las capas de grado cero. También se señaló que para la fuerza en la red tensión del perno en el especímenes en condición de apriete manual agujero lleno de eran inferiores a los sin tornillos.

La división de fibra-matriz o desprendimiento de capas o ambos es la causa de la reducción de la fuerza de la muesca de compuestos agujero perno lleno de especímenes. Basándose en esta conclusión los autores decidieron que un desprendimiento pre-implantado mejoraría las fortalezas de agujero lleno. Pero realizan experimentos tracción sobre ambos agujero abierto y lleno, los puntos fuertes de los laminados fueron afectados por la presencia del desprendimiento. Esta cuestión debe investigarse más.

3.6 MODOS DE FALLA Y PREDICCIÓN DE LA FALLA

Como se muestra en (ASTM D 5961/D 5961M-05 sección 11.5 figura 25 (a-c)), hay tres modos de falla básica bajo el plano de carga en las uniones compuestas apernadas: tensión neta, cortante y aplastamiento. Además, fuera de plano de carga puede causar abandono parcial o completo del perno en la estructura compuesta.

La tensión neta está asociada con fallas de tensión de matriz y fibra debido a los esfuerzos que se presentan en el borde del agujero de perno. Este tipo de falla se produce cuando la relación w/d es pequeña, o cuando la proporción de la carga de by-pass, (la carga de soporte) es alta. Los modos de falla cortante y aplastamiento resultan principalmente de las fallas por corte y compresión de fibra y matriz.

El modo de falla Por aplastamiento es gradual y progresivo. Debido a su naturaleza no catastrófica, este modo de falla a menudo tiene consecuencias menos graves que los otros modos de falla [27]. Los modos de falla de tensión pura y cortante son catastróficos. El modo de falla Por corte es más complejo que la falla de la tensión pura debido al estado de esfuerzos multi axial complicado en la región de corte directo adyacente en el orificio del perno. Esa es la razón por la cual la región de falla por corte es difícil de predecir con exactitud. Comenzando con estos modos de falla básicos, después se estudiaran otros modos de fallas secundarias tales como falla por desprendimiento y por división (ASTM D 5961/D 5961M-05 sección 11.5 figura 25 d y e). Sin embargo, los modos de falla secundaria se producen sólo después de la falla Por aplastamiento.

3.6.1 Fallas Debidas A Tensiones Estáticas. Predecir las fallas en las articulaciones unidas mecánicamente cargadas estáticamente en los compuestos ha

sido objeto de varias investigaciones. Un examen útil de los elementos finitos (EF) subraya análisis técnicos y criterios de falla que se utiliza para el modelado de pasador/perno en articulaciones en laminados hasta 1996 se pueden encontrar en[1]. Una conclusión importante que aunque modelos 3D de la EF son capaces de predecir las distribuciones de esfuerzos alrededor de un agujero de pasador-cargado, así como el modo de falla correspondiente, no hay ningún método definitivo para predecir la fuerza conjunta mediante la combinación de modelos analíticos con modelos 3D de EF.

Cuando se trabaja con las articulaciones de multi perno, Camanho y Matthews[1]plantearon la necesidad de desarrollar modelos 3D de EF que permitieran predecir la fuerza conjunta tomando en cuenta la interferencia de distribución de esfuerzos que se producen en los agujeros. También mencionaron, que en 1996, la mayoría de los modelos de FE que se utilizaron para predecir las distribuciones de esfuerzos alrededor del agujero de pin-cargado no tomaron en cuenta los efectos de la fricción, la limpieza y el interfaz. En los modelos existentes de la FE, se asume el área de contacto en lugar de calcularla.

El criterio de falla de Hashinha sido utilizado para predecir la fuerza y la falla de laminados cargados de pasador/perno [71]. El modelo de análisis de macro mecánico de Hashin define un modo de falla de fibra y un modo de fallo de matriz. Los modelos analíticos consideran que los dos modos de fallas son independientes, que no suele ocurrir en las estructuras de la reales. Hashin, concluyó que incluso en una pequeña y distorsionada fuerza tensión introducía momentos finales adicionales y distorsionar las fuerzas en la estructura. Esto conducirá a que el hecho de que los modos de falla de fibra y matriz dependen mutuamente.

Esta dependencia de los dos modos de fallas, puede verse desde las comparaciones entre mediciones experimentales y predicciones analíticas que se presentó en la literatura. Los modelos analíticos de Hashin son una buena aproximación para predecir los modos de falla en la fibra y la matriz. Debido a la hipótesis introducida para considerar independiente los modos de falla de la fibra y la matriz, los modelos de Hashin son muy conservadores. La conservación de falla por tensión en el modelado de daños puede conducir a resultados incorrectos.

Mediciones experimentales y predicciones de EF de la falla de las articulaciones apernadas en polímero compuesto bajo el efecto de la tensión de carga han sido presentadas por Yan y otros [72]. Las geometrías y configuraciones de las pruebas de las pruebas de agujero abierto y lleno en tensión son esquemáticamente descritas en Figura .Los efectos de la orientación de las capas, la carga de la abrazadera, el tamaño de la arandela y fricción en el modo de falla de tensión pura fueron estudiados para los casos de agujero abierto y lleno en tensión. Una conclusión fue que la presencia de un tornillo al cual se le aplica una carga en abrazadera de seguridad puede afectar a la fuerza del laminado que contiene un agujero circular.

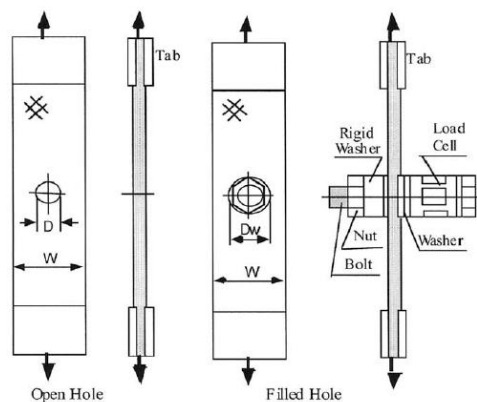


Figura 22. Geometría de la probeta para agujero abierto y agujero lleno en la prueba de tensión [72].

Teniendo en cuenta el efecto de la presión de sujeción sobre la falla de las articulaciones apernadas compuestas bajo tensión, los autores concluyeron que, cuanto mayor sea la presión de sujeción, menor será la fuerza de tensión neta del laminado considerado. También se investigó el efecto de la presión de sujeción sobre el área del perno (bajo la cabeza del perno) debido a la falla y la División de fibra-matriz y se concluyó que la División de fibra-matriz desempeña un papel más importante para la reducción de la fuerza en laminados de agujero-lleno. Para el modelo analítico de la falla por tensión de los laminados de agujero lleno, se utilizó un modelo de insuficiencia progresiva, que consistía en un criterio de falla para predecir los daños acumulados, el modo de falla en materiales compuestos y un modelos de daños en materiales para estimar las propiedades efectivas de los laminados que contienen el estado de los daños que se determina con la primera parte del modelo.

Okutan [73].Investigó experimental y analíticamente los efectos de factores geométricas y parámetros de material en cargas de falla y los mecanismos de un pasador-cargado en laminado de E-vidrio/epoxi. El autor utiliza un modelo analítico que incorpora tres componentes principales: análisis de esfuerzos, criterios de falla y reglas de degradación de propiedades de los materiales.

En las mediciones experimentales, el autor realizó pruebas de resistencia en probetas longitudinales y transversales rectangulares de compuesto. De las pruebas de resistencia, longitudinal y transversal el módulo de Young, en mayor que la relación de poisson, transversal y longitudinal medidas en las resistencia de tensión. La fuerza de corte en el plano del material fue medida mediante el uso de la prueba de Ios ipescu [74].

Las medidas longitudinal, transversal, y las propiedades del material compuesto fueron usadas como conjunto de datos de entrada para modelar diferentes configuraciones de juntas bajo carga de tensión. Las diferentes configuraciones de juntas tenían diferentes relaciones $w/dye/d$. Una conclusión importante fue que, la falla de las articulaciones en condiciones de servicio en modos de falla de tensión pura y corte es catastrófica y de forma inmediata, mientras que la falla por aplastamiento es más gradual y progresiva. Por esta es la razón de falla por aplastamiento tiene menos probabilidad de causar grandes problemas en aplicaciones.

Tserpes y otros[75]. Investigaron analíticamente los efectos de los criterios de falla y las reglas de la degradación del material para predecir el comportamiento previsto en tensión y la fuerza de en las articulaciones apernadas en laminados compuestos de grafito/epoxi. Un modelo tridimensional de daño progresivo fue empleado en el que los criterios de falla y las reglas de la degradación de propiedades de materiales se combinaron con el fin de obtener una predicción más precisa de la falla en las articulaciones apernadas.

Los autores enfatizan en que el estado de esfuerzos en las cercanías del perno es 3D y depende de muchos parámetros complejos como la fricción, par de sujeción y secuencia de apilamiento. Se demostró que la carga de falla está influenciada significativamente por los criterios de falla y reglas de degradación de la propiedad del material elegido.

Se consideraron las normas de degradación de propiedad basado en estas observaciones, dos criterios de falla diferentes y dos distintos tipos de material. El primer criterio de falla corresponde a los criterios de Hashin-tipo 3D [71],[72]mientras que el segundo es el criterio de máxima carga[76].Una conclusión importante fue, que introduciendo el término de esfuerzo cortante en la carga de

tracción para los criterios de falla 3D tipo Hashin, conduce a la sobreestimación de los daños. Esto fue superado mediante el uso del criterio de esfuerzo máximo.

Hollmann [77].Desarrolló un modelo de la zona de mayor daño (DZM) con el fin de predecir la falla en una junta apernada compuesta grafito/epoxi. El análisis DZM en el plano de falla representado por la combinación de fallas tensión pura y Corte, se basa en análisis de daño progresivo.

Debido al método simplificado utilizado para dar cuenta de los daños, el DZM requiere sólo un cálculo de la FE, en comparación con el PDM (modelo de daño progresivo), y esto hace el DZM más rápido y fácil de usar al analizar la fuerza de las articulaciones apernadas. El modelo predice la zona concurrente de daños, las fuerzas laminares y la degradación del material sin tener en cuenta los efectos de interacción laminar y la disipación de energía en la fractura.

Xiao e Ishikawa[78]-[80] llevaron a cabo mediciones experimentales desarrollaron un modelo analítico que simula la falla por aplastamiento de articulaciones apernadas compuestas. Una investigación detallada experimental aclaró la relación entre resistencia a la compresión y el daño progresivo en las articulaciones apernadas compuestas.

Se demostró que falla Por aplastamiento induce un proceso de acumulación de daño a la compresión, y que la acumulación de daño se deriva del micro-pandeo, distorsión de la fibra-matriz, y la insuficiencia de la compresión de matriz. La conclusión de las mediciones experimentales fue que la falla por aplastamiento está dominada principalmente por los daños corte-compresión en la matriz y fibra.

Con el fin de predecir analíticamente el daño creado por la articulación apernada, los autores realizaron los siguientes pasos:

1. Se llevó a cabo un análisis de esfuerzos mediante el uso de la EF correspondió a la deformación por corte no lineal de los componentes unidireccionales.
2. Se aplicó los criterios de falla Hashin y Yamada-Sun[81]
3. Corresponde a la degradación de las propiedades del material.

3.6.2 Falla debido a tensiones dinámicas. Las uniones mecánicas pueden tener un efecto significativo sobre la falla de las estructuras sometidos a carga dinámica. Articuciones Pernadas o remachadas causan rigidez local y cambios de amortiguación y a menudo son la principal fuente de disipación de energía y amortiguación en estructuras montadas[82].

Song y otros. [82] propusieron un modelo para juntas utilizando un modelo *adjusted Iwan beam element*(AIBE) es un modelo analítico que consiste en una combinación de resortes y elementos deslizantes con fricción que exhiben un comportamiento no lineal, debido a la característica de deslizamiento de capas de los reguladores de la fricción.

Los modelos de la Iwan son una simplificación de la junta, pero permiten libertad en el diseño de la curva de esfuerzo deformación [83]. En la Figura, se muestra un modelo de Iwan que reemplaza las juntas apernadas.

Este modelo analítico predice las respuestas de aceleración del haz de uniones debidas a diferentes funciones de forzamiento impulsivas. La validez de las respuestas de aceleración prevista se evaluó mediante la comparación de las predicciones en las aceleraciones con mediciones experimentales. Aunque en este

caso, los experimentos se realizaron sobre vigas de acero de bajo carbono, el modelo analítico debería ser aplicable a vigas compuestas con alguna modificación.

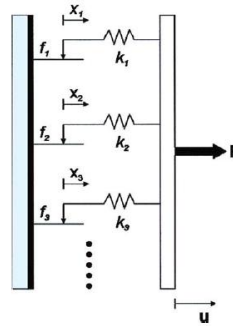


Figura 23. Esquema circuito Paralelo de Iwan [82]

Con el fin de comparar lo experimental y parámetros modales de los EF, se calcularon los coeficientes de amortiguación de Rayleigh α y β basado en las dos primeras frecuencias naturales, ω_1 , ω_2 y la relación de amortiguación, ζ_1 , ζ_2 medidas a partir de los experimentos de martillo de impulso:

$$\alpha = \frac{2 * \omega_1 * \omega_2 (\zeta_1 * \omega_2 - \zeta_2 * \omega_1)}{\omega_2^2 - \omega_1^2}$$

Ecuación 6. Coeficiente de amortiguación de Rayleigh α

$$\beta = \frac{2 \zeta_2 * \omega_2 - \zeta_1 * \omega_1}{\omega_2^2 - \omega_1^2}$$

Ecuación 7. Coeficiente de amortiguación de Rayleigh β

Sin embargo, la amortiguación de material introducida por las juntas apernadas compuestas es una cuestión que debe investigarse tanto experimental y analíticamente.

Aunque la mayor amortiguación estructural no contribuye directamente a la falla, es una indicación de que la junta apernada no lleva a cabo en todo su potencial,

causando que otros componentes fallen. Esta es una " falla macroscópica". El término " falla macroscópica" implica un estado de daño de una estructura específica, cuando no es capaz de llevar a cualquier aumento adicional en la carga aplicada o para continuar la realización de las tareas previstas.

Ibrahim y Pettit [84]. Examinaron el papel de las incertidumbres de parámetro en la junta y relajación en el diseño y el comportamiento dinámico de estructuras metálicas y compuestas. En la actualidad, los modelos numéricos de los FE se utilizan para predecir la respuesta para los problemas estructurales dinámicos en juntas mediante el uso de juntas apernadas. Los principales parámetros de las juntas apernadas estimados por los modelos actuales de EF son la rigidez de la junta y amortiguación.

Los valores predichos utilizados para el diseño de las juntas apernadas compuestas bajo carga dinámica difieren de las mediciones experimentales, debido a la incertidumbre de los modelos de EF.

Los autores mencionan que, en virtud de la carga dinámica, las incertidumbres de parámetro de sistema de contribuyan a la creación de un campo aleatorio, y efectos de relajación causan condiciones dependientes de límite de tiempo. Tanto el campo aleatorio y los efectos de relajación que deba considerarse en el diseño de las juntas apernadas.

También mostraron que la respuesta aleatoria de la juntas puede cambiar las propiedades mecánicas de la junta. El cambio en las propiedades mecánicas de la junta contribuye a crear nuevas incertidumbres de inducción. Las incertidumbres

de los diferentes parámetros crearán eigen valores aleatorios de la respuesta y la probabilidad de falla.

El concepto de incertidumbre de parámetro de las juntas apernadas está representado matemáticamente por la teoría de conjuntos difusos. Los conjuntos difusa introducen el concepto de "grado de pertenencia". La lógica difusa no puede determinar la probabilidad de que un evento producido, pero puede determinar el grado de pertenencia de un evento en un conjunto.

Mediante el uso de la lógica difusa en el modelado de las juntas apernadas, Ibrahim y Petit [84]demostraron que es no sólo es posible predecir el punto en que se ha producido un evento, sino también cuánto impacto causo determinado parámetro sobre en la falla.

El concepto de cuantificación de rangos de incertidumbre para cada respuesta de materiales compuestos estructurales bajo cargas dinámicas aplicadas, también fue presentado por Chamis [85]. En este enfoque, los rangos de incertidumbre de todas las variables participantes en el diseño estructural comienzan con la introducción de incertidumbres en niveles micro-mecánico, y se espera que estas incertidumbres estén presentes a medida que progresamos a nivel macromecánicos y estructurales.

Demelio y otros [86] utilizado corte, extracción y carga de fatiga para estudiar el rendimiento de los paneles compuesto tipo sándwich apernados mediante el uso de sujetadores ciegos y sujetadores de bloqueo mecánico. Los autores también analizan el efecto del tipo de sujetador y las condiciones de instalación del sujetador, así como el efecto del envejecimiento en las propiedades mecánicas de los paneles tipo sándwich.

Después de almacenar información sobre las propiedades de los paneles tipo sándwich durante seis años, las muestras se probaron en virtud de extracción y cortes en pruebas de fatiga. Se realizaron pruebas de fatiga por corte en una máquina de tracción mediante la aplicación de una carga variable de cíclico con una forma de onda sinusoidal. También se realizaron pruebas de resistencia de la fatiga en el equipo de tracción.

Una conclusión de los investigadores fue que bajo cargas estáticas, las juntas realizan un mejor comportamiento en virtud de carga de corte que de carga de extracción.

Las características mecánicas de las juntas decayeron sólo ligeramente debido al envejecimiento. En las pruebas de fatiga de corte directo había una banda estrecha de dispersión, en comparación con las pruebas de resistencia de la fatiga. Esta información es útil cuando se trabaja con análisis de diseño de fatiga de estructuras compuestas tipo sándwich que en uniones pernadas.

Bond y Farrow [87]. Desarrollaron un modelo de vida de fatiga fenomenológica para ángulo-capas (domina matriz) y compuestos de cuasi-isotrópico (domina fibra) incorporando un sujetador mecánico. Los modelos existentes incorporaron el funcionamiento del material bajo condiciones de amplitud constante y en distintas proporciones de R ($R=r_{\min}/r_{\max}$). Los modelos existentes de fatiga proporcionan predicciones razonables, aunque algunas conservativas habían de ser incorporadas en el diseño, debido al hecho de que la carga aplicada varía en el tiempo.

Los autores perfeccionaron un modelo usado para predecir falla debida a fatiga de materiales compuestos de fibra de carbono reforzado sometidos a cargas periódicas. Las predicciones que se realiza mediante el modelo fenomenológico estaban en

buen acuerdo con los resultados experimentales, para el caso de montaje de paneles compuestos que tienen la orientación transversal de la fibra.

El modelo no estaba en buen acuerdo con los resultados experimentales, para el caso de montaje de paneles compuestos que tienen orientación de fibra longitudinal. El modelo puede ser aplicado con confianza para la predicción de la vida de fatiga de otros compuestos de polímeros reforzados, donde tratamos con montaje de paneles compuestos de fibra transversal.

Starikov y Schon [88] utilizan experimentos para estudiar el comportamiento de fatiga en juntas entre paneles de fibra de carbono/epoxi unidas por de titanio avellanado y sujetadores compuestos (fabricados a partir de material compuesto de fibra de carbono reforzado de PEEK o largo). Los autores aplicaron cargas cíclicas y utilizan extensómetros para medir el desplazamiento entre las dos placas compuestas, mientras que las mediciones de galgas extensiométricas fueron utilizadas para analizar la distribución de tensión y transferencia de carga entre las filas de pernos, Figura. Se muestra la geometría de la probeta que se utiliza para los experimentos de fatiga.

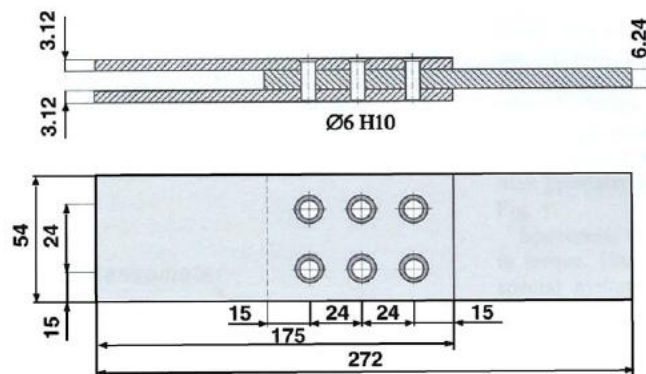


Figura 24. Geometría de la probeta [88]

Una de las conclusiones a las que se llegó fue que las uniones con pernos compuestos tenían una menor resistencia a la fatiga que las uniones con tornillos de titanio. Su explicación fue basada en el hecho de que los pernos compuestos no son resistentes a carga de cizallamiento. Esto se mostró en una publicación anterior[89] en la que los pernos compuestos fallaron por corte más fácilmente que los pernos metálicos.

También se demostró que la iniciación de daños de fatiga es debido a los desplazamientos relativos entre las dos placas compuestas, medida por los extensómetros, y que iniciación de daños de fatiga puede medirse por la variación de tensión entre las filas de perno.

3.7 RELAJACIÓN EN LAS JUNTAS DE COMPUESTAS DE MATRIZ-POLÍMERO

Los materiales compuestos tienen componentes poliméricos que a menudo presentan fluencia lenta o arrastramiento, relajación y otras manifestaciones de comportamiento de visco elásticos a temperatura ambiente y este comportamiento se amplían cuando el material compuesto es sometido a elevados niveles de humedad y temperatura. Los efectos visco elásticos en los compuestos de polímero/matriz son más evidentes en las propiedades de compuestos con dominio de matriz, tales como las que regulan la carga en dirección al espesor (TTT).

Para compuestos unidireccionales, reforzado con fibra, se unió mecánicamente a través de tornillos con una precarga de TTT inicial, esto se convierte en un tema de vital importancia y plantea las siguientes preguntas:

1. ¿Cuánto tiempo debe mantenerse la precarga inicial en la junta después de un período de tiempo?
2. ¿Cuánto se debe retener?
3. ¿Cuáles son los efectos de la temperatura y la humedad en la relajación?
4. ¿Qué efecto tiene carga externa de relajación?

Las respuestas a estas preguntas se presentaran a continuación con investigaciones realizadas por varios autores sobre este tema.

3.7.1 Estudios experimentales. Shivakumar y Crews [90]llevaron a cabo pruebas para determinar la cantidad de relajación en la fuerza de la abrazadera/arriba en laminados de grafito/epoxi (T300/5208). Para tres entornos de estado estable: temperatura seco (IDT), temperatura ambiente (RTA) con 0,46% humedad, temperatura elevada (66°C) y seca (ETD), fueron elegidos para este estudio.

Las probetas de materiales compuestos en una junta con configuración de doble empalme, fueron apretados con un par inicial de 5,65 N m utilizando un perno de acero instrumentado y la carga de perno fue supervisado por un período de 100 días. Los resultados de los casos IDT y ETD indican un 12% en la carga de perno, mientras que la relajación fue de 14% para las condiciones de la RTA, indicando claramente que un aumento en el nivel de humedad conduce a la relajación de la carga de perno de aumento. Además, estos resultados de relajación son para la precarga sólo sin cualquier carga externa, y el efecto de carga externa es desconocido.

Para determinar el efecto del tipo perno y pares de torsión en la carga de relajación en el perno, Horn y Schmitt [91],[92] realizaron pruebas en dos materiales compuestos grafito /termoplásticos, *Dupont IM6 / KII* y *IM8/APC ICI-Fiberte* de

(HTA) en configuración de corte de empalme simple. Se utilizaron para el estudio tornillos de titanio de cabeza que sobresale y la cabeza avellanada con el par inicial de 65 y 100 in-Lb.

Algunas juntas de materiales compuestos también fueron objeto de fuerza de tensión estática en el plano axial, para estudiar el efecto de la carga estática en la relajación perno de carga. La relajación de la precarga del perno fue monitorizada usando sensores para las fuerzas en los pernos por un período de aproximadamente 1000 h. Los resultados indican claramente una relajación perno de carga de 3,1% a 19,3% y la relajación para IM6/KII fue de 3,8% más que el de IM8/APC (HTA). También se constató que la velocidad de relajación aumentó un 4,7% para el agua caliente (250°F) / seco (0,0% condiciones de humedad). Sin embargo, al aumentar el par y la aplicación de perno en el plano de carga estática no afectó la tasa de relajación.

Para entender el efecto de la relajación perno de carga en la resistencia a la compresión, las probetas compuestas fueron probadas hasta fallar después 1000 h las pruebas relajación. Al comparar la resistencia a la compresión de las juntas relajadas con las juntas a prueba a un fallo de inmediato después de apretar, se concluyó que el perno de la relajación de carga no afectó significativamente la resistencia última.

Zhao y Gibson[93] mostraron que el esfuerzo de compresión de sujeción relajada en un 18% y 15% en E-vidrio / epoxi vigas con y sin entrelaza poliméricos, respectivamente, por un período de 50 h, mientras que la relajación correspondiente de una viga de aluminio era insignificante. Pero en todas las anteriores conclusiones, las fuerzas de sujeción fueron seleccionados al azar y no se

tomó en cuenta el efecto de diferentes fuerzas de sujeción en marcha ni los efectos de exteriores cargas estáticas y dinámicas en la relajación.

Varios factores afectan a la relajación en las articulaciones metálicas apernadas, según las investigaciones hechas por Bickford [94]. Un sujetador sometido a vibración no perderá toda la precarga inmediatamente. En primer lugar, habrá una pérdida lenta de precarga causada por algunos de los mecanismos de relajación. La vibración aumentará la relajación debido a que tienen lugar durante el desgaste por la vibración y el martilleo. Después de que se pierde la precarga suficiente, caída por debajo de un nivel crítico de las fuerzas de fricción y la tuerca realmente comienza a retroceder y agitar sueltos.

En este caso, las articulaciones no se asemejan a las condiciones límites ideales, pero implican incertidumbres. Con una vibración inicial mayor a precarga, más larga o más grave es necesaria para reducir la precarga hasta el punto de crítico a la cual empieza a ceder. De hecho, en algunas circunstancias, si la precarga es lo suficientemente alta, el desprendimiento en la parte posterior de la tuerca nunca tendrá lugar. No se sabe si estas observaciones se aplican a las articulaciones apernadas compuestas.

Jiang y otros. [95] han llevado a cabo investigaciones experimentales sobre relajación en las articulaciones de acero bajo carga cíclica. Dependiendo de las condiciones de carga y precarga, la pérdida de fuerza de sujeción se iba desde unos pocos por ciento al 40% después de 200 ciclos. Los resultados de relajación ya se han mencionado en la relajación debida a la naturaleza visco elástica del material compuesto y en algunos varias debido a tornillos [94]. No se hizo ningún esfuerzo para revertir la relajación debido a la visco elasticidad.

Thoppul y Otros. [96] investigaron diversos efectos que tienen las precargas en los pernos, la visco elasticidad y la aplicación externa de cargas estáticas y dinámicas sobre la relajación de la carga en un perno en una junta compuesta apernada de carbono/epoxi. La selección de la precarga en perno para este estudio fueron 4200 N, 5050N, 6700 N y 7850N, que corresponden a 12,5%, 15%, 20% y 23,5%, respectivamente, de la carga tracción máxima recomendada por el fabricante en el perno instrumentado.

El diseño del apoyo de espécimen de 3 puntos fue seleccionado en la manera como para mantener la flexión combinada y la cizalladuras de carga. Después de aplicar una precarga inicial a la agregada junta compuesta, la carga de perno fue supervisada por un período de 30 h en los siguientes casos:

1. Precarga del perno en la ausencia de la carga externa,
2. Precarga del perno con una carga estática aplicada de 250 N (combinación de rampa y permanencia)
3. precarga en el perno además una carga dinámica de 250 N de amplitud y frecuencias de 1 Hz y 5 Hz.

Se observó una relajación de 1.25–4.25% durante un período de 30 h dependiendo de la precarga inicial y cargas externas aplica. Sin embargo, se observó que para cualquier magnitud de carga externa, la relajación de la carga de perno disminuido con el aumento precarga inicial. Estos hallazgos subrayan la importancia de la magnitud de la precarga.

Comparando la relajación de carga de perno en las articulaciones de acero y compuestas por la duración de 30 h, se concluyó que sólo aproximadamente $1/3$ de la relajación en los especímenes compuestos fue debido al comportamiento de

visco elásticos de los compuestos matriz-polímero y los restantes $2/3$ de la relajación fue debido a otros mecanismos como el deslizamiento de capas, plasticidad y/o excitaciones externas.

3.7.2 Estudio De Elementos Finitos. El primer paso en la predicción de la relajación de la carga de perno en materiales compuestos, debido al visco elasticidad implica desarrollar las propiedades tridimensionales de la lámina elástica.

Datos de arrastre visco elástico y relajación de la resina de Matriz-polímero son difíciles de obtener y consumen mucho tiempo para medir. Los datos obtenidos por Kibler y Carter, [97] para la resina epoxi 5208 y por Beckwith [98] para carcasa 58-68 epoxi en 75°F han sido utilizados por varios autores [90], [96] y [99]. Las propiedades de lámina se calculan a partir de las ecuaciones de compuestos micro-mecánicos [100] utilizando las propiedades de fibra y matriz junto con los siguientes supuestos:

1. Las fibras son linealmente elásticas.
2. El compuesto es especialmente orto trópicos y transversalmente isótropo.
3. La matriz es visco elásticos lineal, cumpliendo lo descrito por una ley de energía (Ecuación 8)
4. la matriz obedece las reglas de factor de cambio de higo temperatura para tiempo-temperatura / superposición de humedad.
5. Depende de la respuesta de visco elásticos sólo por el tiempo transcurrido desde la aplicación de la carga (es decir, el material se supone que no-envejecido).

6. El cumplimiento efectivo de la dependiente del tiempo, $D(t)$, de la resina de la matriz-polímero a menudo está representado por la ley empírica de la ecuación de poder para cumplimiento de normas de fluencia[97].

$$D t = D_o + D_1 * t^n$$

Ecuación 8. Tiempo de fluencia isótropa

Dónde:

$D(t)$ = Tiempo de fluencia isótropa depende de la matriz.

D_0 = Elasticidad inicial depende de la matriz.

D_1 = Coeficiente de fluencia de matriz.

t = tiempo;

n = Exponente a dimensional de fluencia.

La ecuación anterior Ecuación 6 puede ser modificada, basado en la suposición de 3 para dar cuenta de los efectos de la temperatura y la humedad mediante el uso de factores de cambio de higo temperatura, un a_{TH} como sigue [101]:

$$D t = D_o + D_1 * (t a_{TH})^n$$

Ecuación 9. Ecuación modificada de tiempo de fluencia isótropa

Basado en el supuesto de la linealidad visco elástica, un módulo de matriz de dependiente del tiempo, $E_m(t)$, se puede calcular de la siguiente ecuación[97]:

$$E_m t = \frac{1}{D(t)}$$

Ecuación 10. Propiedades Viscoelásticas

Propiedades laminares visco elásticas estas son; modulo longitudinal $E_1(t)$, modulo transversal $E_2(t)$ y $E_3(t)$, coeficientes de Poisson $\nu_{12}(t)$, $\nu_{13}(t)$ y $\nu_{23}(t)$, modulo longitudinal de corte $G_{12}(t)$, y modulo transversal de corte $G_{13}(t)$ y $G_{23}(t)$. Estas se pueden estimar las propiedades elásticas de las fibras y tiempo-dependencia de las propiedades visco elástica de la resina a través de una aplicación elástico-visco elástica correspondiente a ecuación del principio de elasticidad micro mecánica [100].

Shivakumar y Crews [90] investigaron los efectos del visco elasticidad, temperatura y humedad en pernos con cargas de relajación para laminados de grafito epoxi (T300/5208) usando análisis de visco elásticos lineal.

Fue desarrollado un sencillo modelo bidimensional (2D) de la composición de empalme doble en juntas compuestas y se calcularon propiedades requeridas como se explicó anteriormente. Relajación de la carga de perno fue predicha para tres de estado estacionario de temperaturas (23°C , 66°C y 121°C) y cuatro niveles de humedad (0%, 0,5%, 1% y 1,5%) para 1 día, 1 mes, duraciones de exposición de 1 año y 20 años.

Los resultados indicaron una reducción del 8% en la carga de perno en IDT (23°C y 0% de humedad) las condiciones para el período de 1 día y la relajación tan alto como el 31% de la duración de 20 años. Como se esperaba, el aumento de los niveles de temperatura y humedad habían aumentado la tasa de relajación. Comparando los resultados de relajación de caso de IDT con aquellas incluidas las condiciones de temperatura y humedad, se constató que la relajación debido a las condiciones ambientales son aditivos a los efectos de visco elásticos. Una ecuación sencilla basada en la ley de la energía (Ecuación 6) fue propuesta para calcular tiempo-dependiente, fuerza del perno/precarga, F_t , como sigue:

$$F_t = \frac{F_0}{1 + F_1 * t^n}$$

Ecuación 11. Fuerza de perno

Donde las constantes empíricas F_1 y n se evalúan mediante el análisis de regresión menos cuadrado con los resultados de la FE, para el caso de RTD y F_0 representa la precarga en el perno. Para condiciones de humedad de temperatura de estado estacionario, Ecuación 9 se modificó mediante el enfoque de factor de desplazamiento como:

$$F_t = \frac{F_0}{1 + F_1 * (t / a_{TH})^n}$$

Ecuación 12. Ecuación modificada Fuerza de perno

Las ecuaciones 14 y 15 pueden utilizarse para determinar la relajación sólo en el caso de las condiciones de temperatura y humedad de estado estable, pero en entornos reales durante el servicio, las articulaciones rara vez experimentan condiciones de estado estacionario. Por lo tanto, mediante un enfoque de pequeño incremento de tiempo, Shivakumar y Crews [102] extendieron su anterior modelo de estado estacionario de trabajo para incluir condiciones de temperatura y humedad transitorias.

El concepto básico es dividir las historias de tiempo de temperatura y humedad en pequeños pasos, a continuación, calcular la relajación de la carga de perno para cada intervalo (incluyendo la viscoelasticidad) y, a continuación, agregar por

último los resultados incrementales para obtener la carga total de perno. Se propuso una ecuación general para calcular perno relajación de carga:

$$F_t = \frac{\sum_{i=1}^N \Delta F_{0i}}{1 + F_1 * \left(\prod_{j=1}^N \frac{t_{j+1}}{a_{TH} j} \right)^n}$$

Ecuación 13. Relajación en el perno

Dónde:

ΔF_{0i} = es el incremento de elástico sobre la abrazadera para un intervalo de tiempo i.

$a_{TH} j$ = Factor de cambio en un intervalo de tiempo j.

N= número total de intervalos de tiempo.

Debido a las limitaciones de las opciones de visco elásticos algún propósito general los códigos de Elementos Finitos es hacer planteamiento de cuasi-elasticidad combinado con ya sea un completo compuesto conjunto modelo 3D o un enfoque de global-local ha sido utilizado recientemente para predecir el efecto de la visco elasticidad de relajación de la carga de perno en una articulación en una viga orto trópica compuesta [96],[99]. La solución de visco elásticos teóricamente "exacto" en ABAQUS [36]sólo está disponible para materiales isótropos; por lo tanto, un enfoque aproximado de la cuasi-elástico[100] fue utilizado.

En este enfoque, las soluciones cuasi-elástico se aproxima por una serie de soluciones elásticas correspondientes a diferentes propiedades elásticas en diferentes momentos, mientras que para las tensiones se supone que la constante dentro de cada incremento de tiempo. Thoppul y Otros[99].En comparación con las

predicciones de relajación que se hizo para una solución de visco elásticos ABAQUS con enfoque cuasi-elástico para un viga de epoxi isótropo si refuerzo.

En estos estudios, la relajación de precarga de perno fue predicha para diferentes cargas estáticas y dinámicas, utilizando enfoques tanto visco elásticos y cuasi-elástico. Relajación de alrededor del 4,75% en la precarga del perno fue prevista para un período de 50 h, y la diferencia entre los efectos visco elástico y predicciones cuasi-elásticas se demostró que era menos de 2%.

Un sub modelo global-local combina el enfoque técnico cuasi-elástico que ha sido utilizado para modelar la relajación de un junta compuesta apernada [96],[99], donde los desplazamientos alrededor de la sección de la junta en el modelo 3D global (un una pieza con ningún tornillo) se utilizan para impulsar el submodelo 3D local refinado.

Esta técnica tiene la ventaja de que pueden obtener resultados más detallados en la vecindad de la articulación apernada con menos elementos que con el modelo completo. Se observó que los pernos tuvieron un comportamiento esperado de acuerdo con los resultados obtenidos, cuando la articulación está sometida a cargas estáticas y dinámicas externas en que las curvas de relajación se desplazan ligeramente al alza, pero de lo contrario que las curvas de relajación no son significativamente afectadas por el desplazamiento de las cargas externas.

A pesar de que los resultados de la FEA capturan la relajación de la carga de perno en las articulaciones compuestas con y sin cargas externas, se observó que en la ausencia de carga externa, no hubo ningún cambio en la magnitud prevista de relajación de la carga de perno con el aumento de la precarga en perno. Esto contradice la observación experimental [96]esa relajación disminuye con el aumento de la precarga en el perno. Se concluyó que es necesario un modelado de

micro-mecánico más detallado del comportamiento visco elásticos en el caso de matriz-polímero.

Lee y Kim[103]. Han investigado la relajación de carga en perno en polímeros termoestable de deformación en un plano 2D usando un método de solución de ecuaciones diferenciales por computador (BE). El polímero termoestable epoxi supone efectos visco elásticos lineales y los tornillos de acero se suponen un comportamiento linealmente elástico.

El principio de correspondencia de elástico-visco elástico fue contratado junto con el módulo de relajación de tracción dependiente del tiempo y elasticidad para caracterizar el polímero termoestable. Los esfuerzos normales en el perno y en el polímero circundante debido a una precarga de perno inicial fueron predichas para relajarse por 10% y el 3,5%, respectivamente, después de un período de aproximadamente 67 h. Este resultado confirma que el control de la relajación de la tensión en los pernos es importante.

3.8 EFECTOS DE LAS CONDICIONES MEDIOAMBIENTALES EN LA RESISTENCIA ULTIMA Y FALLA

El comportamiento de juntas mecánicas de materiales compuestos consideradas hasta ahora se ha basado en la suposición que la estructura de la junta está siendo utilizada en condiciones medioambientales constantes. Esta suposición no es necesariamente valida porque los materiales compuestos, debido a su alta rigidez para soportar altos radios de peso, por lo cual, su uso se encuentra incrementado en miembros de estructuras primarias en la aviación moderna, defensa, transporte y en la industria marina.

Las condiciones operativas en estas aplicaciones son muy diversas y en ocasiones adversas. Por ejemplo una junta fijada con pernos debería resistir temperaturas tan altas como 177°C cuando se utilizan en el ala de una aeronave que vuela a una gran velocidad [104]o temperaturas muy bajas como -129°C cuando se usan en un ambiente criogénico en una estructura intercambiable de un vehículo marino [105]. Entre las muchas condiciones medioambientales, los efectos de la temperatura (o efectos térmicos) y los efectos del contenido de humedad (o efectos higroscópicos) son de preocupación particular porque ellos tienen una influencia significativa en el comportamiento de materiales con matriz polimérica. Los efectos combinados de temperatura y el contenido de humedad son a menudo referidos como efectos “higrotérmicos”.

Existen dos efectos principales de cambio del ambiente higrotérmico en el comportamiento mecánico de materiales poliméricos compuestos [100]. El primero, aumentara la temperatura causando un ablandamiento de la matriz polimérica hasta cierto punto. Los incrementos en la temperatura más allá de la llamada región de transición del vidrio (T_g), el polímero se convierte también en un material blando y ya no se puede utilizar como un material estructural como se muestra en la Figura.

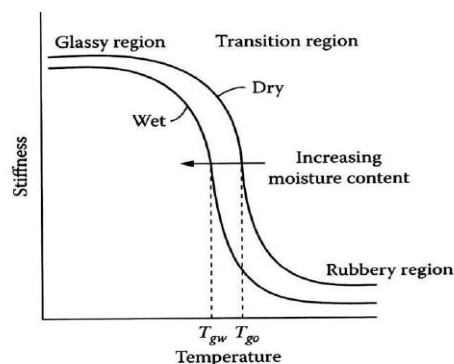


Figura 25. Variación de la rigidez con la temperatura para un material con matriz polimérica típico [100].

La temperatura de transición del vidrio de un material polímero compuesto “seco” es denotada por T_{g0} . Cuando el material está completamente saturado con un contenido de humedad M_m , la temperatura de transición del vidrio “mojado” es denotada por T_{gw} .

El segundo, incrementos o decrecimientos en la temperatura y/o el contenido de la humedad pueden causar inflamación o contracción, respectivamente en los componentes y este a su vez puede conducir a esfuerzos y deformaciones higrotérmicas. Tales condiciones medioambientales adversas pueden influenciar los modos de falla y la resistencia en juntas de materiales compuestos y por lo tanto es importante incluir estos cambios en el análisis.

3.8.1 Juntas con pernos. Para caracterizar los efectos de los parámetros medioambientales y geométricos en el esfuerzo soportado en juntas de materiales compuestos, las investigaciones experimentales que fueron llevadas por Parida y otros [106] para los dos tipos de configuraciones de juntas de solapa con simple y doble perno. Las juntas de materiales compuestos hechos de carbón/epoxi (T300/914C) en configuraciones unidireccionales y bidireccionales, se construyen 5 probetas construidas con tela de fibra de carbono (la proporción de la tela con respecto a la resina debe ser 50%/50%) en unas condiciones de calor y humedad (HW) para la prueba.

La prueba de (HW) consiste en mantener las probetas en unas condiciones ambientales mediante una cámara que sea capaz de mantener una temperatura y una humedad relativa (RH) de 70°C y 85% respectivamente por un periodo de 16 a 25 semanas y para realizar la prueba de resistencia las probetas deben tener condiciones ambientales de 100°C y 85% RH.

Se observó que el nivel de absorción de humedad fue de 1.25-1.6% basados en el peso ganado por los especímenes. El esfuerzo soportado, σ_b , y la carga soportada, P , correspondiente fue registrada para la falla última y adicionándole 2% para contrarrestar el esfuerzo. Esto condujo a una degradación de la resistencia que fue de aproximadamente un 25-30% comparado con los resultados en láminas de RT, mientras que la degradación de la resistencia mecánica se observó que disminuyó un 20% con láminas de materiales compuestos fabricados con tela. Los autores también recomendaron el uso de un factor de 0.7-0.75 en los datos de la resistencia soportada por la temperatura del recinto para llegar a la resistencia admisible con calor/humedad para el propósito de diseñar uniones con remaches.

Una de las preocupaciones en las pruebas de uniones en materiales compuestos a bajas y altas temperaturas es que los remaches pueden fallar antes que el material compuesto falle. Por consiguiente, para garantizar que la unión de materiales compuestos falle y para probar la unión, con altas cargas en compresión Wang y otros [107] propusieron una prueba que ha sido usada por varios autores [108]-[110].

Aquí, el espécimen requerido para la prueba es más pequeño que los requeridos para simple o doble vuelta para probar uniones y también pernos totalmente soportados. La desventaja de este sistema es que el esfuerzo soportado tiene que ser a compresión en vez de tensión y también todas las pruebas de resistencia son llevadas sin ser sujetados los especímenes de los extremos. Los resultados obtenidos son estimaciones conservadoras de la resistencia soportada natural de los materiales compuestos (como se discutió anteriormente, la resistencia soportada de las uniones de materiales compuestos puede ser duplicada cuando la unión se sujeta con un torque inicial o con una precarga [46]).

Los efectos de varias temperaturas en la resistencia estática soportada de uniones con pernos sin ser sujetos por arriba han sido investigados por Counts y otros [108]. Las uniones en materiales compuestos hechos de fibra de carbón IM7/K3B poliamida termoplástico y fibra de carbón IM7/PETI-5 con un almacenamiento cuasi-isotrópico ($[\pm 45^\circ/90^\circ/0^\circ]_{4s}$) se escogieron para este estudio.

La configuración geométrica de los especímenes fue seleccionada para inducir la resistencia a la falla. Usando el esquema de la prueba de compresión [107] como se discutió anteriormente la resistencia última soportada (UBS) fue determinada con -50°C , temperatura de cámara (RT) y con 177°C tal como se reciben y especímenes térmicamente envejecidos con 177°C por 10,000 horas. La carga última o máxima fue definida como la carga correspondiente para una elongación permanente del agujero de aproximadamente 4%. En temperatura elevada (177°C), la resistencia última soportada admitida para materiales como IM7/K3B Y IM7/PETI-5 fue reducida en un 35% y 21%, respectivamente, y la resistencia última soportada para materiales térmicamente envejecidos IM7/PETI-5 fue reducido en un 24%, cuando se compara con la resistencia última soportada (UBS) en condiciones de cámara RT.

Con temperaturas bajas (-50°C) la UBS admitida y con el material IM7/K3B-5 térmicamente envejecido se incrementó cerca de un 5% comparada con la UBS con RT. Sin embargo, el análisis de falla a una baja temperatura reveló daño extensivo y una falla repentina de la unión sin previo aviso.

Usando el mismo material, la configuración geométrica y el esquema de la prueba como la usada por Counts y otros [108], los efectos de la carga cíclica, radio de carga, R (definido como el radio del mínimo y máximo esfuerzo soportado en el ciclo de carga), el envejecido térmico en la vida del perno soportando fatiga en

uniones de materiales compuestos han sido investigadas con una temperatura elevada de 177°C por Counts y otros[109].

El criterio de falla usado para la fatiga soportada por el perno fue basada en una elongación permanente de perno-agujero de 10.5% del diámetro de agujero. La vida del perno soportando fatiga del material IM7/PETI-5 muestra un 20% de mejora con respecto al material IM7/K3B y los resultados para pruebas con varias frecuencias indicaron que ninguna frecuencia ni una temperatura de envejecimiento enorme afecta la vida del tornillo soportando fatiga del material compuesto IM7/PETI-5. Sin embargo, fue observado que el aumento de la relación R incrementa el máximo esfuerzo necesario para la falla de las uniones de materiales compuestos.

Se concluyó que los modos de falla donde no estaban afectados por la frecuencia, envejecimiento térmico, la relación R o el sistema de construcción del material. Los datos correspondientes de la prueba en la temperatura de cámara no estaban disponibles para la comparación.

El comportamiento dependiente del tiempo de tornillos en uniones de materiales compuestos con temperaturas elevadas ha sido sujeto de varios estudios recientes, incluyendo la fluencia minúscula ([110]y 250h [111])y una larga fluencia (10,000h) [113].La respuesta a la fluencia del material compuesto de fibra de grafito reforzada con matriz polimérica con amarre cuasi-isotrópico, sometiendo al perno a soportar cargas en un ambiente con temperaturas elevadas ha sido investigada por Kallemeyer y Stephens [111].

Las pruebas para tensión monotónica y fluencia estática fueron llevadas con un torque inicial de sujeción (con un apriete señalado de 5.75 N m) en temperaturas

de 23°C, 100°C y 150°C. En las pruebas de tensión, la rigidez de la junta se redujo en 38%, pero la elongación del agujero se incrementó en un 33% con una temperatura elevada (150°C). La resistencia última soportada (UBS) fue reducida en un 12% (Figura(a)) cuando se compara con las pruebas realizadas a temperatura ambiente.

Las pruebas de fluencia en un nivel igual de esfuerzo aplicado para 90% del promedio de UBS, las elongaciones son significativas ya que dependen del tiempo, un incremento sustancial en la tasa de fluencia y un decrecimiento en el tiempo de fractura fue observado (Figura(b)) con un incremento en la temperatura. Con un incremento inicial de sujeción superior del valor indicado (5.65 N m), se observó un decrecimiento en la elongación del perno y el agujero en un factor de 2 a 4, indicando esto la importancia de una precarga inicial del perno en uniones de materiales compuestos.

Wright y otros. [112] investigaron en un periodo corto (250 h) el comportamiento de la fluencia soportada por la mayoría de los pernos y las probetas con uniones apernadas hechas del material IM7/K3B envejecidas con una temperatura de 177°C y 204°C por 5000h y 10,000h con y sin un torque de sujeción superior. La carga última y el criterio de carga son los mismos que uso Counts y otros. [108].

Fue observado que las probetas analizadas sin un torque de sujeción superior fallaron instantáneamente con cargas continuas con respecto a las probetas con un torque inicial de sujeción superior de 5.75 N m y con este allí no hubo una elongación permanente de perno-agujero en todas las probetas sujetadas.

Por otro lado, fue concluido que la resistencia soportada en láminas del material IM7/K3B fue insensible a la deformación dependiente del tiempo con

temperaturas por encima o debajo de 204°C. Usando una aproximación similar y una configuración de prueba Ahmad y otros [113] concluyeron que el material IM7/PETI-5 muestra unas propiedades de soporte de fluencia en el perno perfectas sobre el material IM7/K3B. Una preocupación planteada por los autores aquí fue que con una temperatura elevada las uniones fallan repentinamente sin ninguna advertencia.

La capacidad de carga transportada por la matriz polimérica basado en uniones de materiales compuestos sujeta a una combinación de condiciones de calor y humedad (inmersión en agua u otras sustancias corrosivas que estén a temperaturas elevadas) se ha encontrado una disminución en esas probetas con unas condiciones de RT. [114][115].

Un estudio experimental sobre la capacidad de carga transportada para materiales pultrusionados hechos de fibra de vidrio con refuerzo plástico (GRP) en uniones con simple perno sujetas a tensión y a condiciones de calor y humedad ha sido efectuado por Turvey y Wang [114]. Tres diferentes temperaturas (20°C, 60°C y 80°C) y dos diferentes periodos de inmersión (6.5 y 13 semanas) fueron escogidos. Como lo esperado, para ambos periodos de inmersión, las capacidades de carga en las uniones decrecieron como con un incremento en la temperatura. Las reducciones en la capacidad de carga en las uniones debido a condiciones calientes y húmedas fueron cuantificadas y mostradas de una forma minuciosa.

Por ejemplo, se encontró que más de un 60% de la capacidad de carga conducida a tensión en uniones con simple perno se perdió después de sumergirse en agua durante 6.5 semanas con una temperatura de 60°C. Esto se evidencia en la Figura que la temperatura creciente para un ambiente a 60°C reduce las cargas de falla que soporta el perno de uniones diseñadas para fallar bajo modos de soporte por 39%,

63% y 70%, respectivamente, para los casos de: no inmersión en agua (seco), inmersión en agua por 6.5 semanas y por 13 semanas, respectivamente (ver Figura a y b).

Esta temperatura es inferior a la máxima temperatura de servicio recomendada por el fabricante para este tipo de material pultrusionados GRP. Los modos de falla de uniones con simple tornillo a tensión también cambiaron dependiendo de la temperatura y el periodo de inmersión. Por ejemplo, las probetas que fueron diseñadas para fallar bajo tensión, fallaron por debajo de lo esperado incrementando la temperatura.

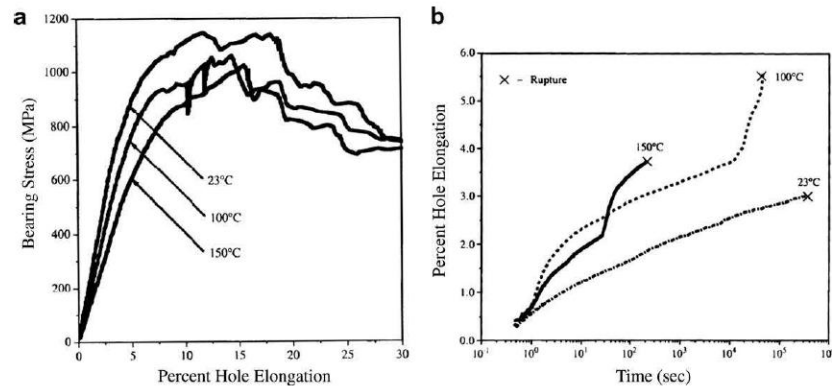


Figura 26. (a) típica curva de esfuerzo soportado versus porcentaje de elongación de tensión monotónica para pruebas en fibra reforzada con matriz polimérica, (b) Componente de fluencia del porcentaje de elongación en aplicaciones de nivel de esfuerzo igual al 90% del promedio UBS. [111]

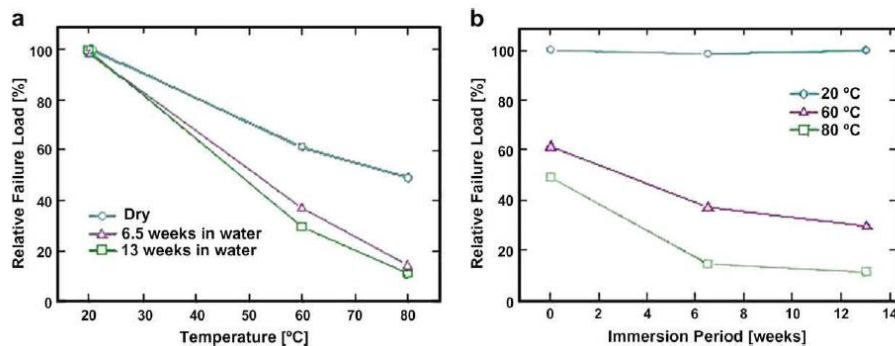


Figura 27. Las cargas porcentuales se normalizaron para la carga de falla a temperatura ambiental para juntas de vidrio pultrusionado reforzado plásticamente con diseño soportado: (a) efecto de la temperatura, (b) efecto de periodos de inmersión en agua [114].

Hurd y Yuan [115] también investigaron los efectos de las condiciones de un espécimen sumergido en un líquido corrosivo caliente para analizar el comportamiento y la capacidad de carga última de uniones apernadas en materiales compuestos que son usadas en la ingeniería civil de estructuras hechas de GRP pultrusionados con matriz de poliéster isofálico.

Las uniones fueron seleccionadas de tal forma que se induzca una respuesta al fracaso. Las condiciones calientes y humedecidas del espécimen fueron logradas sumergiendo la unión en agua manteniendo una temperatura de recinto RT (23°C) y con temperaturas elevadas (38°C, 52°C y 66°C) por 60 y 30 días respectivamente. La resistencia última soportada correspondió a una elongación permanente del agujero de 4% de su diámetro.

Después del periodo de inmersión, la humedad contenida fue registrada y se encontraron los siguientes porcentajes: 0.5%, 0.7%, 1.3% y 1.7% con una RT de 38°C, 52°C y 66°C, respectivamente y se observó el correspondiente porcentaje de reducción en la resistencia soportada que fue de 27%, 35%, 48% y 50%, cuando se compara con los valores de RT en condición seca.

3.8.2 Uniones Con Pasadores. Usando el mismo material y el mismo esquema de prueba usado por Counts y otros[108]. La resistencia soportada por uno o varios pasadores en uniones de materiales compuestos fue investigada por Walker [116] en tres diferentes temperaturas de operación que son 177°C, 21°C, y -129°C. Un modelo detallado de elementos finitos en tres dimensiones fue desarrollado usando pasadores rígidos sin fricciones y usando el máximo criterio de esfuerzo, mientras se restringe solo los desplazamientos radiales en el límite del agujero.

De esta manera se observado que la temperatura decreciente aumenta la resistencia soportada por todos los amarres. El modo de análisis de falla revela que el decrecimiento de la temperatura incrementa la probabilidad de presentarse falla debida al esfuerzo cortante. Sin embargo se encontró que al incrementar la temperatura decrece la resistencia soportada y algún otro modo de falla es probable.

Goswami [117] computó las cargas últimas y las resistencias soportadas en uniones con pasadores de materiales compuestos usando tres diferentes criterios de falla (Hashin, Tsai-Wu y esfuerzo máximo). La geometría y la configuración del material así como el ambiente térmico fueron similares a los utilizados por Walker [116]. Las ventajas e inconvenientes relativos de los tres criterios de falla que son ampliamente utilizados fueron analizados y discutidos.

La resistencia soportada prevista usando el criterio de falla de Hashin y el del esfuerzo máximo mostraron una buena concordancia en condiciones RT y con alta temperatura (177°C) pero en baja temperatura (-129°C) la concordancia no es buena.

El criterio polinómico de falla de Tsai-Wu entrego los resultados más conservativos en todas las temperaturas anteriormente mencionadas y entre todos los tres criterios probados. La posible razón para la diferencia en los resultados de la resistencia soportada en bajas temperaturas fue atribuida a las propiedades del material a baja temperatura.

Es de anotar, que el modulo longitudinal compresivo del material laminado IM7/PETI-5 no cambio con la temperatura, considerando que la correspondiente resistencia se reduce significativamente. Por ejemplo, el modulo compresivo lateral

decrece aproximadamente en un 10% con -129°C , y también se incrementa por aproximadamente un 30% con 177°C , cuando se compara con las propiedades correspondientes en temperatura de recinto (RT).

Los procesos de falla y la resistencia soportada de pasadores en materiales compuestos laminados más allá de la temperatura de transición del vidrio, T_g , de la matriz polimérica, ha sido estudiado usando un código incremental FE basado en la actualización que realizó La gran gian del acercamiento hecho por Chen y Lee [118]. El material laminado fue hecho de fibra de vidrio/poliéster S-500 (GFRP) ($T_g = 60^{\circ}\text{C}$) y fibra de carbono/epoxi (CFRP) ($T_g = 240$) con varias proporciones de e/d y w/d . El criterio de falla cuadrático propuesto por Hashin [71] combinó y usó reglas similares para las propiedades del material que habían sido usadas por Shokrieh y otros[119]. Para predecir la resistencia soportada en láminas.

En base a los resultados computados se observó que una cantidad sustancial de la resistencia última se perdía cuando la temperatura está próxima a la T_g . Por ejemplo, las resistencias últimas de materiales laminados hechos de S-500 GFRP con T_g , se redujeron a la mitad con respecto a los probados a RT. También el modo de falla y la resistencia soportada de láminas con diferentes relaciones de e/d y w/d variaron significativamente con el incremento de la temperatura.

Un comportamiento parecido también fue observado para el material S-500 CFRP (láminas) que mientras las propiedades son semejantes a los modos longitudinales, la relación mayor de Poisson y la resistencia longitudinal a tensión no fueron afectadas, las propiedades semejantes como el módulo transversal, el módulo de esfuerzo al corte, la resistencia compresiva longitudinal y transversal y la resistencia a tensión transversal fue reducida drásticamente con el incremento en la temperatura.

En inmersión en sustancias corrosivas se encontró que afecta la resistencia soportada en uniones con pasadores de materiales compuestos, este estudio fue realizado por Yilmaz y Sinmazcelik [120]. Las uniones fueron hechas de fibra de vidrio picada en trozos pequeños con una orientación aleatoria reforzada con polyphenylenesulphide y fibra de vidrio picada en trozos pequeños con una orientación aleatoria y materiales compuestos reforzados con partículas de carbonato de calcio.

La prueba consistió en exponer un grupo de uniones al aire libre y luego se sumergieron en una solución de 10% de HNO_3 y otro grupo se sumergió en una solución de NaCl por tres meses (90 días). Se observó que las muestras sumergidas en la solución de 10% HNO_3 dio como resultado la más alta carga soportada. También se notó que las muestras sumergidas en la solución de 10% HNO_3 absorbieron la más alta energía hasta la falla catastrófica comparada con las muestras originales (muestras de referencia no sumergidas) y los resultados de las muestras sumergidas en la solución de NaCl, se muestran en la Figura. La razón dada por los autores fue que las muestras sumergidas en una solución de 10% HNO_3 se volvieron más dúctiles.

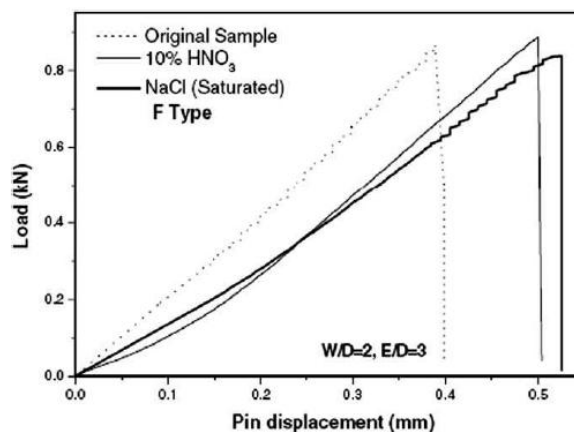


Figura 28. Curva carga-desplazamiento para fibra corta GFRP (tipo F) para juntas de materiales compuestos[120].

En todos los estudios citados anteriormente, la temperatura y la humedad no fueron cíclicas, sin embargo, para simular las condiciones de servicio reales encontradas en las estructuras que contienen uniones con sujetadores, la temperatura y/o los niveles de humedad deben ser cíclicos. Un estudio semejante fue hecho por Chen [121]. Se investigaron los siguientes tópicos: la resistencia estática soportada, comportamiento por fatiga y la relajación de la carga en el perno en uniones de materiales compuestos apernadas hechos de grafito/epoxi IM6/3501-6 y IM7/8552 expuestos a unas condiciones cíclicas higrotérmicas.

Los especímenes que fueron expuestos a una temperatura elevada (90°F y 120°F) y niveles de humedad (98% de humedad relativa (RH)) en un ambiente proporcionado por una cámara especial. Las condiciones higrotérmicas cíclicas se hacen por periodos de 1 a 4 meses, sometiendo a los especímenes a temperaturas elevadas durante las primeras 12 horas y luego se someten a condiciones de RT por las siguientes 12 horas.

La definición de falla bajo condiciones de carga a fatiga es más compleja que la definición usada para carga a tensión monotonía. Una forma relativamente simple de monitorear la carga transferida a través de la fricción, la carga máxima soportada y la elongación del agujero de perno en uniones apernadas precargadas es el gráfico de la carga vs curva del desplazamiento de la histéresis (Figura). La elongación del agujero del perno fue obtenida sustrayendo el desplazamiento, d_n , con el n -ésimo ciclo de d_o , en el primer ciclo, fue observado que la fuerza de relajación en el perno se incrementó con el aumento de los ciclos higrotérmicos y una reducción del 21.7% en la fuerza del perno se observó después de 148 días de prueba.

El incremento de la resistencia estática soportada estuvo alrededor de 3.35-9.25% por el incremento en el torque de sujeción superior de 3.95 a 9.50 Nm. En las condiciones higrotérmicas cíclicas expuestas se encontró que se afectó significativamente la fatiga soportada para el funcionamiento de uniones apernadas.

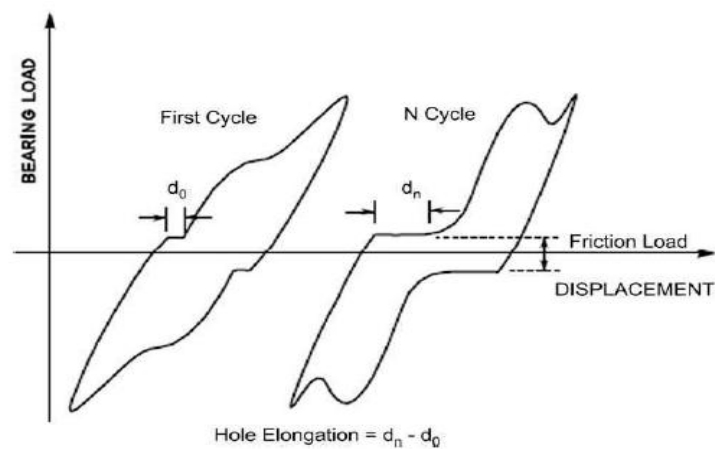


Figura 29. Gráfico de la histéresis típica a fatiga carga- desplazamiento para Grafito/epoxi IM6/3501-6 sometido a condiciones higrotérmicas cíclicas.[121]

Es evidente que en los estudios anteriormente citados la resistencia soportada y los modos de falla de materiales compuestos en uniones con pernos y con pasadores pueden verse afectadas significativamente con los cambios en las condiciones del medio ambiente. Ha sido observado que la resistencia soportada en uniones de materiales compuestos sujetadas mecánicamente en condiciones normales y térmicamente envejecidas, decrece con las temperaturas elevadas, considerando el incremento en la resistencia con temperaturas por debajo de la temperatura de recinto.

Sin embargo, fue notado por varios autores que con temperaturas bajas las uniones de materiales compuestos revelaron un daño extensivo, falla repentina de la unión sin previo aviso y un incremento en la probabilidad de fallar por esfuerzo al corte. Por otro lado, con temperaturas elevadas, la falla de la unión fue más predecible y el modo predominante fue el de la falla en el soporte.

El comportamiento de la fluencia como una función dependiente del tiempo en uniones apernadas de materiales compuestos cuando se someten a temperaturas elevadas ha sido estudiado extensamente para un tiempo corto de 100 horas [111] y un tiempo largo de 10,000 horas [113] con y sin un torque de sujeción superior.

Si bien las uniones que se hicieron en IM7/K3B y IM7/PETI5 mostraron un comportamiento dependiente del tiempo, todos los niveles de esfuerzos soportados estuvieron por encima de los esfuerzos últimos para el diseño de juntas. Las observaciones hechas por los autores fueron que las uniones de materiales compuestos expuestas a elevadas temperaturas fallan repentinamente sin alguna advertencia.

También es evidente que las uniones sujetas a condiciones de calor y humedad exhibieron baja resistencia soportada y también los cambios significativos en sus modos de fallas. [114], [115]. Sin embargo, ninguno de los datos estaba disponible sobre la resistencia soportada o los modos de falla de esas uniones cuando son sumergidas en agua a baja temperatura o en condiciones heladas.

Son necesarios más experimentos para entender el comportamiento de las uniones mecánicamente sujetadas cuando son sometidas a condiciones de carga cíclica higrotérmica [121]. Generalmente es aceptado que incrementando la relación de

carga, R , aumenta el esfuerzo máximo soportado que necesita la unión de materiales compuestos para fallar.

Se puede concluir que con elevadas temperaturas los modos de falla no fueron afectados significativamente por la carga cíclica, envejecimiento térmico, relación R o sistema material.

3.9 TÉCNICAS NO DESTRUCTIVAS DE EVALUACIÓN

Como se explicó en las anteriores secciones, las uniones mecánicamente sujetadas pueden actuar como sitios de iniciación de varios modos de falla. Como consecuencia, la capacidad de carga transportada, la rigidez y la resistencia de la junta puede decrecer significativamente y conducir a fallas catastróficas. Uno de los mayores desafíos afrontados ahora es monitorear y detectar los tales defectos como los que aparecen debido a daños por técnicas de evaluaciones no destructivas (NDE).

Estas técnicas exigen caracterizar simultáneamente y monitorear la integridad estructural de estructuras de materiales compuestos. Las técnicas de NDE que han sido desarrolladas para detectar el daño y para medir las propiedades distribuidas en el material como: el módulo elástico, fracción del volumen de fibra en materiales compuestos de matriz metálica, matriz polimérica y matriz cerámica han sido revisadas por Burke y otros [122].

Una cierta cantidad de las técnicas mencionadas son: ultrasónicas, radiografías y tomografías computadas, corriente de Foucault, caracterización de las emisiones acústicas, métodos térmicos y acústicos. Las revisiones de los diferentes tipos de defectos y los métodos no destructivos de experimentación para uniones adhesivas

fueron publicadas por Adams y Cawley [123]y Munns y Georgiou [124], respectivamente. Los métodos NDE se usaron para monitorear las uniones mecánicamente sujetadas con tornillos en materiales compuestos de matriz polimérica y materiales híbridos (compuestos y metales) serán discutidos.

3.9.1 Cambio De La Resistencia Eléctrica. En los últimos años, las medidas de la corriente alterna (AC) y la corriente directa (DC), han sido exitosamente usadas en la detección de esfuerzos y deformaciones y también en el monitoreo radiológico. Kupke y otros. Han demostrado que estos métodos pueden usarse para clasificar los diferentes mecanismos de falla en fibras reforzadas con polímero someténdolas a condiciones de carga estática y dinámica[125].

Ya que las fibras de carbono tienen más alto grado de conductividad eléctrica que la mayoría de otras fibras, la mayor parte de la investigación ha sido concentrada en laminados de fibra de carbono reforzada con plástico (CFRP). Para laminados unidireccionales, Todoroki y otros[126]. Modelaron la conductividad eléctrica en materiales compuestos para una regla simple de mezcla [126].

Considerando que la conductividad eléctrica de la matriz de resina epóxica es insignificante, la conductividad eléctrica en la dirección de la fibra fue demostrada para ser directamente proporcional a la fracción de volumen de fibra. Los efectos de la fracción del volumen de la fibra en la conductividad eléctrica en diferentes direcciones en materiales compuestos laminados también fueron investigados.

Fue demostrado (Figura) que la conductividad eléctrica se incrementa con el incremento de la fracción del volumen de fibra y que atreves del espesor y las conductividades eléctricas transversales son muy pobres en comparación con la conductividad longitudinal.

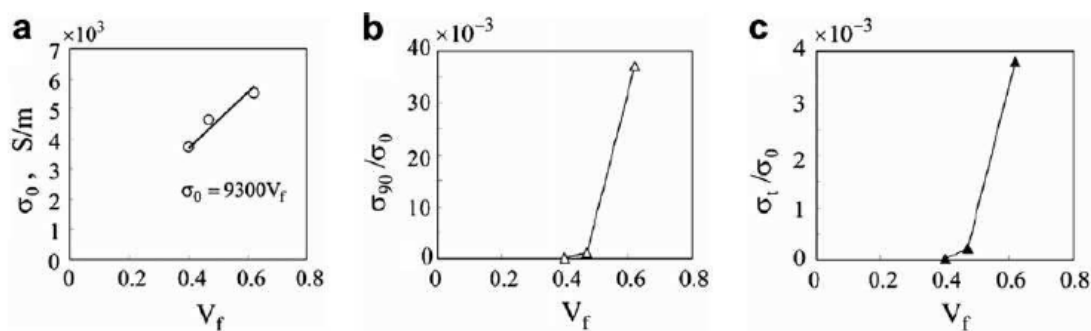


Figura 30. Medida ortotrópica de la conductancia eléctrica de láminas de CFRP: (a) en la dirección de la fibra, (b) en la dirección transversal y (c) en dirección a través del espesor [126]

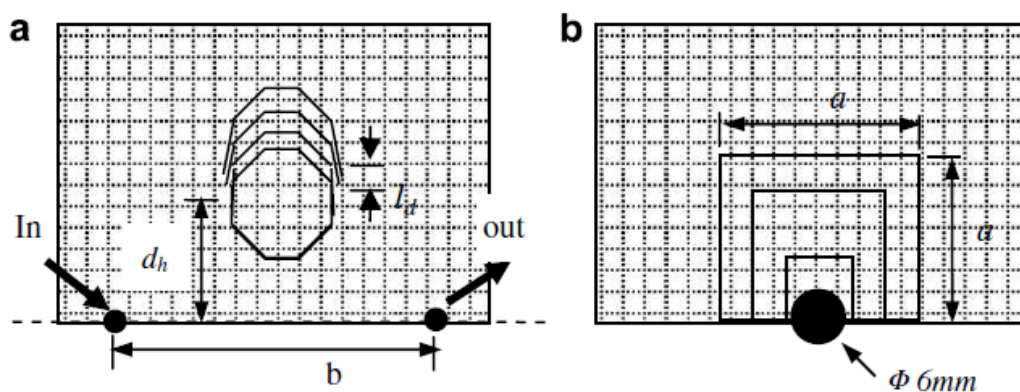


Figura 31. Modelos de daño alrededor del agujero del perno de láminas de CFRP: (a) deformación del agujero con perno y (b) deslaminación. [128]

Es bien sabido que en el caso de materiales isotrópicos la corriente eléctrica fluya a lo largo del camino más corto entre dos electrodos. Sin embargo para materiales compuestos con fibras tan conductoras como la de carbono, la mayor parte de la corriente eléctrica fluye más fácilmente en la dirección de la fibra [127].

Si existe cualquier rotura en la fibra debida a una falla, el camino de la corriente cambia, por consiguiente afecta la resistencia eléctrica en la junta de material compuesto. Este cambio en la resistencia eléctrica es útil para detectar el daño

emanante en juntas apernadas de materiales compuestos, este fenómeno fue estudiado extensamente por Shimamura y otros[127][128].

El modelo simple FE fue desarrollado para determinar los cambios en la resistencia eléctrica debido a la rotura de las fibras, formación de grietas en la matriz y la deslaminación alrededor del agujero del perno. Para este estudio fue seleccionado el CFRP con un amarre de [45/0/-45/90]_s[128].

El daño es representado por la longitud de deformación del agujero del perno, l_d y el área de deslaminación, a^2 , como es mostrado en la Figura(a y b). Los cambios en la resistencia eléctrica debido a los daños anteriormente citados fueron predichos aplicando una corriente de entrada, $I_{in} = 10 \text{ mA}$.

Fue observado que la resistencia eléctrica cambia linealmente con el incremento de la deformación del agujero del perno. Sin embargo, en los cambios en la resistencia eléctrica debida a la deslaminación y al resquebrajamiento se encontró un incremento exponencial.

Oda y otros realizaron experimentos para medir la resistencia eléctrica durante las pruebas de tensión colocando los electrodos con una separación de 30 mm y una distancia, $d_h = 6$, del centro del agujero del perno. El cambio de la resistencia eléctrica (Figura) indicó que el daño soportado puede ser identificado. Esto se verifica también por las señales de emisión acústica (AE) [129].

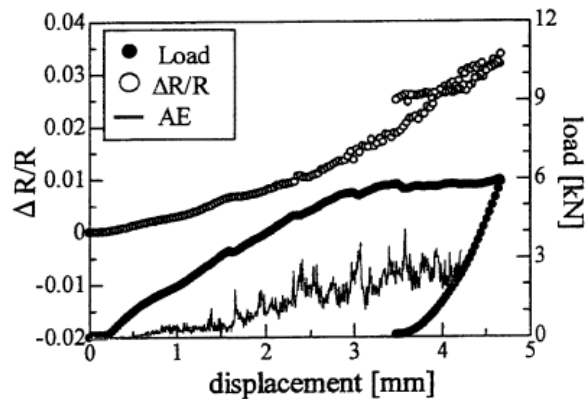


Figura 32. Cambios de medida de carga y resistencia durante la prueba de uniones apornadas de CFRP [129]

3.9.2 Emisión Acústica. Cuando el material está siendo probado para inducir la falla, las ondas elásticas transitorias son generadas por la liberación de cambios ubicados en la micro estructura en el material. La técnica NDE para la emisión acústica puede ser usada para detectar y convertir estas ondas de alta frecuencia en señales eléctricas usando transductores piezoeléctricos interconectados para la superficie del material. El método AE se considera una técnica NDE pasiva porque la estructura debe estar bajo una carga controlada para la prueba para generar las señales AE.

Los parámetros AE generalmente monitoreados son la amplitud, pulsos, energía y sus valores acumulativos. Cuando los datos AE son superpuestas en la curva de carga-deflexión o en la curva torque-tensión, una clara visualización del mecanismo de falla de la junta en la prueba emerge.

Park investigo los efectos de la secuencia apiladora y la fuerza de apriete en la resistencia de deslaminación de pasadores y pernos en juntas de carbono/epoxi monitoreando la energía y las amplitudes AE[46].

Para las pruebas fue necesario utilizar cuatro transductores AE que fueron interconectados alrededor del agujero del perno. Se observó de la curva carga-

desplazamiento que la deslaminación inicial ocurrió muy por debajo de la última carga de rotura.

Superponiendo las señales AE en la curva carga-respuesta, las relaciones entre las señales AE y los mecanismos de falla fueron deducidos como sigue: (1) agrietamiento de la matriz se asoció con la amplitud de las señales AE menores de 60 db y teniendo niveles de energía bajos, (2) la rotura de la fibra fue asociada con la amplitud de las señales AE por encima de los 60 db y teniendo niveles de energía inferiores, y finalmente (3) el cambio de deslaminación fue asociado con la amplitud de las señales AE de 60 a 77 db y teniendo altos niveles de energía.

Un estudio NDE más detallado del comportamiento de la falla de juntas apernadas hechas de CFRP fue llevado a cabo por Xiao e Ishikawa [78] usando AE, radiografía de rayos X y un microscopio electrónico de exploración (SEM). Dos tipos de sistemas de material de CFRP IM/PIXA (material compuesto de grafito/poliamida) y IM600/Q133 (endurecido de grafito/epoxi) fueron probados separadamente en una configuración de junta de doble vuelta con la misma fuerza de torsión inicial.

La respuesta a una carga superpuesta y el número de AE con el tiempo es mostrada en la Figura(a). Se ve claramente que el número de AE aumenta rápidamente en varias etapas indicando que el daño soportado es progresivo. Además la progresión del daño estaba dividido en las siguientes etapas: (1) inicio del daño, (2) crecimiento del daño, (3) fractura local y (4) fractura estructural. Cuando los acontecimientos acumulados AE para los dos sistemas de material se superponen en la curva correspondiente de carga-respuesta (Figura(b)) es claro que para las dos primeras etapas la señal AE sea casi la misma para los dos materiales,

pero para las dos últimas etapas, la respuesta para las señales AE son inferiores para IM/PIXA que para el IM600/Q133.

La razón para esto fue encontrada cuando las imágenes SEM para los dos sistemas de materiales revelaron fractura por fragilidad para IM600/Q133 y fractura dúctil para IM/PIXA. En la fase final, fractura estructural, los dos materiales compuestos demostraron una diferencia en la acumulación de eventos AE de aproximadamente un 20%.

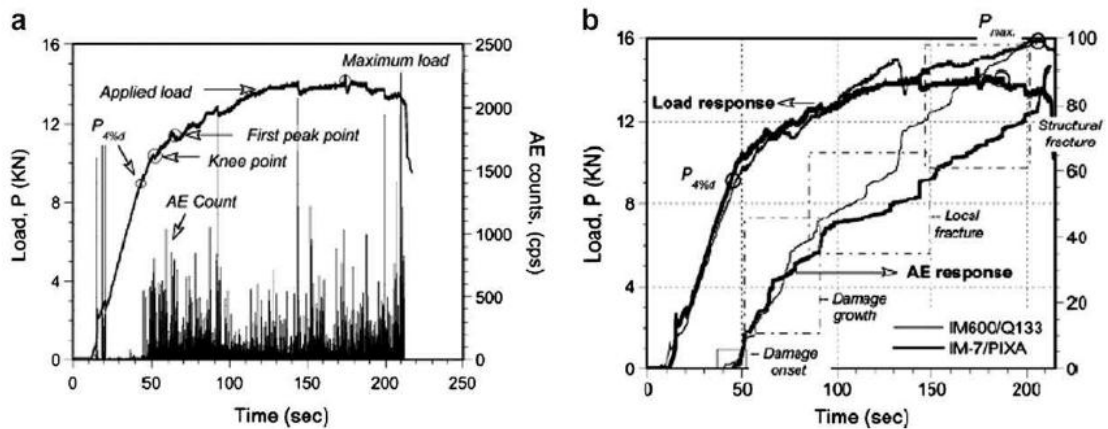


Figura 33. (a) Respuesta a la carga y datos AE para IM-7/PIXA carbono/epoxi (b eventos acumulados AE y respuesta a la carga para sistemas de materiales IM600/Q133 and IM-7/PIXA carbono/epoxi [78].

Una de las preguntas que usualmente surge cuando se unen materiales compuestos es “¿cuánta precarga o carga de apriete debería ser aplicada por el sujetador?” Kostreva [130] y Thomas y Zhao [68] han llevado a cabo extensivas pruebas de torque-tensión con tres diferentes diámetros de pernos y tres diferentes espesores de materiales laminados (carbono/epoxi IM7/8552).

Para estas pruebas el perno fue apretado con una llave torsiométrica hasta que el sujetador falló o falló el espécimen de material compuesto. Los sensores AE fueron adheridos al espécimen y las señales fueron monitoreadas durante el experimento.

Fue mostrado [130] que para todos los casos la falla en el perno ocurrió debido al desprendimiento de la rosca antes de que el espécimen de material compuesto fallara y el incremento exponencial de los pulsos AE (Figura(b)) se observó como la falla de los pernos se vuelve inminente (Figura(a)).

Thomas y Zhao monitorearon los niveles de energía AE mientras se ejecutaba el apretamiento en la junta de material compuesto más allá del torque límite recomendado por el estándar MSFC-STD-486B para juntas metálicas. Una de las conclusiones principales de monitorear los niveles de energía AE fue que ninguna de las respuestas AE fueron detectadas en los límites de torque especificados por MSFC-STD-486B y por consiguiente los límites de torsión se concluyeron para asegurar el apretamiento en juntas de materiales compuestos [68].

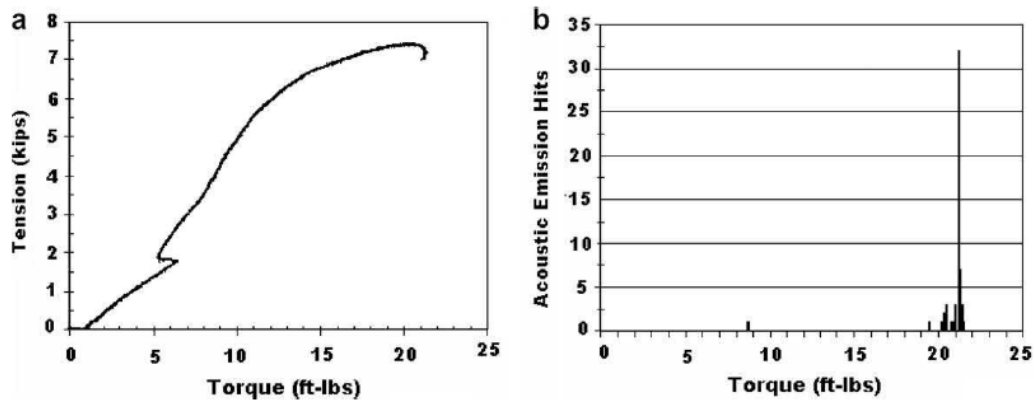


Figura 34. (a) Curva de torque versus tensión para IM7/8552 carbono/epoxi, (b) pulsos AE monitoreados durante la prueba de Torque tensión. [130]

Es claro de investigaciones anteriores en juntas de materiales compuestos que durante las pruebas de torque-tensión, la falla ocurrió en los pernos y no en los especímenes de material compuesto [130].

Por consiguiente, para probar los pernos separadamente para determinar su resistencia y monitorear las señales AE puede ser importante. También, comparando las señales AE generadas durante la prueba de uniones apernadas en materiales compuestos con las señales AE del perno solo, se puede distinguir claramente la fuente de las señales.

Hanel y Thelen [131] monitorearon las señales colocando los transductores AE en el mismo perno. Al probar la resistencia de los pernos acerados utilizando un dispositivo especializado, la curva de fuerza-desplazamiento y el conteo de AE fueron superpuestos. Se ve claramente (Figura) que el pico de las señales AE ocurrió cuando el perno alcanza el límite de elasticidad y luego decrece considerablemente durante la subsiguiente deformación plástica.

Adicionalmente, convirtiendo las señales AE al dominio de frecuencia usando la transformada rápida de Fourier (FFT) las señales generadas debido a la fricción en los hilos y los generados debido a la deformación permanente y la deformación plástica podría ser identificadas.

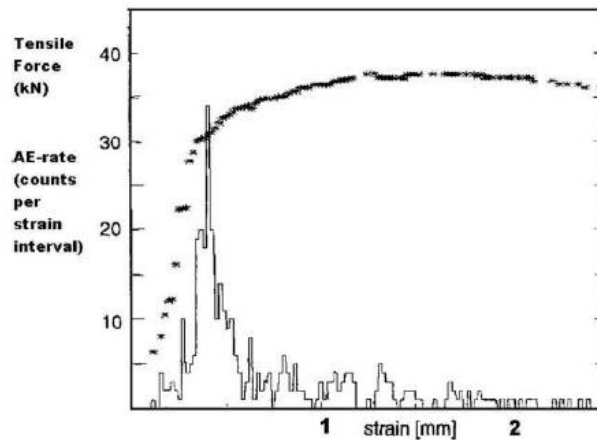


Figura 35. Curva de esfuerzo deformación y tasa AE con una rosca (métrica M10, longitud 80mm) que muestra un conteo de los picos AE en el límite de elasticidad. [131]

3.9.3 Calibración Del Perno. Una técnica simple de auto diagnóstico de costo efectivo propuesta por Xiao y otros [132] involucra el uso de mediciones de deformación en el sujetador para monitorear el daño soportado en juntas metálicas y juntas en materiales compuestos. El esfuerzo de deformación desarrollado en el sujetador está registrado por un medidor de deformación adherido a la superficie de la cabeza del sujetador como se muestra en la Figura.

La idea básica es que el daño soportado afecta la deformación compresiva fuera del plano en materiales compuestos laminados de esa manera afecta la tensión del perno la cual puede ser detectada por el registrador de deformación adherido a la cabeza del perno. La prueba de tensión monotónica en especímenes con junta de doble vuelta hechos de IM600/QC133 carbono/epoxi con amarres [45/0/-45/90]_{2s} fueron llevados a cabo con un solo perno de acero.

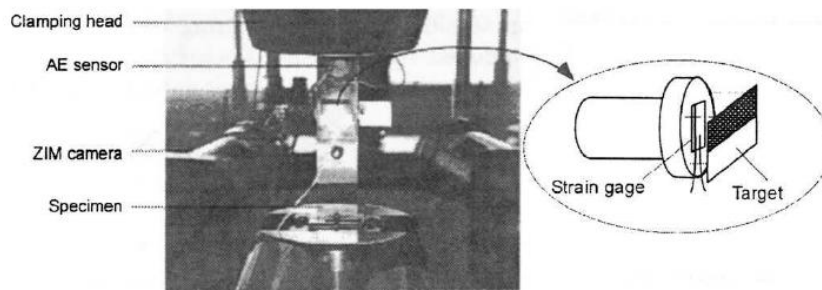


Figura 36. Configuración de la prueba para medir la deformación en pernos en láminas CFRP usando un calibrador para la cabeza del perno [132].

Los efectos del perno de presión y de la geometría de la junta también fueron investigados [133]. Las mediciones de AE también fueron hechas para comparar las mediciones de sensibilidad de deformación del perno. Se observó que la deformación del perno y las señales AE fueron incrementadas intensamente en el inicio del daño como se muestra en la Figura(a).

También se notó que la medición de la deformación del perno fue sensible para la precarga inicial (Figura(b)). Sin embargo, los cambios de la deformación del perno fueron insignificantes para las juntas con diferentes geometrías (los cocientes e/d o w/d). Ningún esfuerzo fue hecho para monitorear los cambios en las mediciones de deformación del perno. Bajo las condiciones cíclicas de carga, la respuesta de las medidas de deformación del perno fue impredecible y se observó que era independiente de la carga histórica. Más experimentos con materiales diferentes son necesarios para extender este concepto y monitorear el desarrollo del daño en materiales compuestos debido a la carga por fatiga.

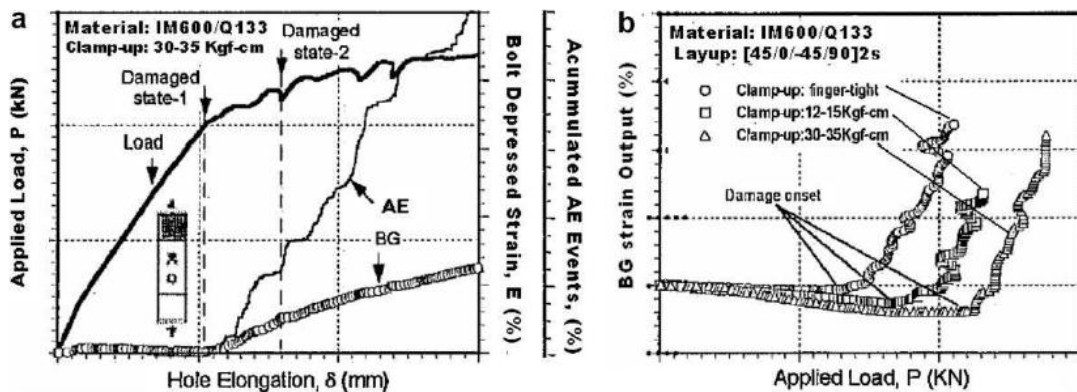


Figura 37. Medidas de deformación del perno para el material compuesto IM600/Q133 carbono/epoxi: (a) cargado durante tensión monotónica (b) Con varios tornillos cargados con abrazadera arriba [133]

3.9.4 Técnicas De Vibración. Gibson [134] ha revisado el uso de medidas en modo de respuesta a la vibración para caracterizar materiales compuestos y estructuras. Caccese y otros [135] han investigado el uso de técnicas de vibración para determinar los efectos de precarga en el perno en juntas apernadas de un híbrido de material compuesto/metal. Un plato cuadrado hecho de una mezcla de E-glass/vinyl, este fue fijado a un marco acerado con 16 pernos acerados alrededor de la periferia del plato.

Un actuador piezoeléctrico fue usado para excitar las juntas, mientras los acelerómetros y los sensores dinámicos de deformación interconectados para las cuatro esquinas del plato se usaron para medir la respuesta en la junta. La carga en la junta constó de: (1) variación de precarga/torque en un perno mientras los pernos restantes se les aplico un torque a un valor constante, y (2) los niveles de torque para todos los pernos fue reducido en la misma cantidad.

Las técnicas de vibración usadas para detectar los efectos de los cambios de torque anteriormente citados fueron: (a) análisis de baja frecuencia modal, (b) las funciones de alta frecuencia transferidas entre el actuador y los sensores y (c) las funciones de alta frecuencia transmitidas entre pares de sensores.

Del análisis modal, se observó que el aflojamiento de uno de los pernos o de todos los pernos no afectó la frecuencia significativamente o el coeficiente de amortiguación. Ambos transfieren función y los métodos transmisión fueron capaces de detectar los pequeños cambios en el caso del aflojamiento de un solo perno.

Schulz propuso un método global para la detección de daño en materiales compuestos basado en los principios estructurales de la dinámica sometiendo la estructura a cargas vibratorias [136].

La técnica se basó en la función de la frecuencia adimensional dominante transmitida (TF), la cual caracteriza la transmisión de la vibración (amplitud y fase) de un DOF a otro en la estructura. Las principales ventajas del método TF son que este no necesita de un modelo estructural y tampoco necesita medir la frecuencia de excitación. El uso del método para detectar deslaminaciones en platos planos, vigas y paneles curvados es documentado muy bien en [137], [138].

3.9.5 Imagen Infrarroja Sónica. La imagen infrarroja sónica (IR) es una técnica NDE que combina la excitación vibracional mecánica y el procesamiento de imágenes IR. Esta técnica puede ser aplicada sobre una gran área y es rápida y no invasiva porque solo las grietas y defectos responden a la excitación.

Recientes desarrollos en esta técnica han permitido ser usados para detectar defectos naturales y simulados en estructuras metálicas de aeronaves y en pruebas para paneles de materiales compuestos.

Han y otros [139] han demostrado la técnica de vibraciones mecánicas inducidas en esta prueba experimental usando una fuente ultrasónica de excitación de 20 kHz. La energía mecánica se disipó debido a la presencia de grietas y desligaduras que producen calentamiento debido a la fricción, lo cual da como resultado un aumento en la temperatura local en la superficie de prueba.

La distribución de la temperatura es captada por una cámara de video IR. La velocidad de la superficie de la prueba se midió también usando un vibrómetro laser Doppler cerca de la región defectuosa.

Para demostrar la aplicación del procesamiento de imágenes sónicas IR, una sección unida por remaches de una aeronave Boeing 727 con un daño extenso por fatiga fue probada y la imagen IR de esta estructura mostro claramente grietas alrededor de los remaches.

4. REALIZACIÓN DE PRUEBAS Y ANÁLISIS DE RESULTADOS

Para la realización de las pruebas, como primera medida fue necesario buscar un método conveniente para la elaboración de las probetas, además adquirir las respectivas destrezas y conocimientos para operar los equipos necesarios para hacer los respectivos ensayos experimentales.

Los procedimientos que existen para la elaboración de las probetas van desde configuraciones complejas hasta procesos simples (artesanales) que al final son los más utilizados en las industrias convencionales. Es por eso que se decidió optar por un método simple que permitiera conocer más de cerca las diferentes etapas de la elaboración.

Hoy en día la mayoría de equipos para pruebas de materiales son automatizados y adicionalmente poseen sistemas de adquisición de datos, lo que permite un fácil manejo, pues básicamente solo se requiere una pequeña inducción para el montaje de las probetas.

4.1 MOLDE

Inicialmente se hizo un prototipo en madera, con las dimensiones de las probetas, basado en la norma ASTM 3039, cuyas dimensiones son: 250mm de largo, 25mm de ancho y 5mm de espesor. Cada molde debía tener dos probetas para armar la respectiva unión.

Luego de esto, la decisión fue elegir el material del molde. Las opciones al alcance eran aluminio, madera y yeso; sin embargo, lo más accesible, en términos de

costos, versatilidad y comodidad, era silicona, puesto que no necesita desmoldante y es el material más recomendable para esta configuración geométrica, ya que se trata de una estructura relativamente pequeña.



Fotografía 1. Molde de silicona

Fuente: autores

4.2 CONSTRUCCIÓN DE PROBETAS

Luego de consultar estudios académicos y empíricos, y con la asesoría de los distribuidores de los materiales requeridos, se decidió que la resina más adecuada para el trabajo en cuestión, era la No. 856 cuyas propiedades se muestran en el

anexo Anexo B. Ficha técnica resina CRISTALÁN 856 También se utilizó catalizador y fibras de vidrio tipo tela, tipo hilo y tipo picada (ver propiedades anexo Anexo C. Ficha técnica fibra de vidrio Finalmente se utilizó cera desmoldante.

Las proporciones de material para la mezcla fueron: 50% de resina y 50% fibra de vidrio; adicionalmente para la sub-mezcla de resina, por cada 100 partes de ésta, se agregaban 4 de catalizador, para que reaccione.

Un obstáculo a que enfrento en la elaboración de las probetas fue el acabado de estas, puesto que cinco de sus seis caras tenían un acabado perfecto, pero la cara superior quedaba rugosa e irregular y este material no servía para someterlo a las pruebas de resistencia objeto de este trabajo, porque la máquina de ensayos requiere que todas sus superficies sean perfectamente lisas para permitir un buen agarre. La solución fue poner sobre el molde un una placa de vidrio sobre las probetas para eliminar el exceso de material y lograr un acabado liso.

No obstante, durante el proceso de fabricación, la mayoría de las probetas tenían burbujas, causadas por la mala colocación de la placa de vidrio; a pesar de la presión ejercida ya había burbujas y estas no se podían quitar. Para mejorar el proceso de fabricación, se concluyó que lo más conveniente era agregar poca resina en cada capa de fibra de vidrio; de manera que se aplicaba una capa de resina, luego una de fibra de vidrio y se iba compactando con una brocha o espátula, posteriormente otra capa de resina y otra de fibra de vidrio hasta llenar el volumen del molde.

En total se realizaron un total 200 probetas de las cuales 150 se utilizaron para los ensayos (50 por cada tipo fibras), otras se usaron para la calibración de la máquina y un porcentaje pequeño presentaban defectos por fabricación.



Fotografía 2. Diferentes etapas para la construcción de las probetas

Fuente autores

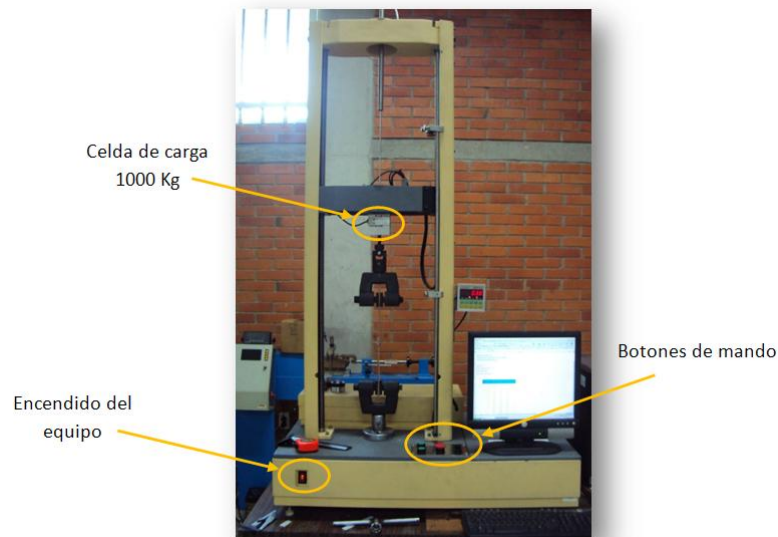
Finalmente, para evitar burbujas en la cara superior del molde, descubrimos que el problema radicaba en la mala colocación de la placa de vidrio así que se modificó este procedimiento: Una vez lleno el volumen del molde con capas de resina y fibra de vidrio, se aplicaba desmoldante en la placa de vidrio y esta se iba posando sobre el molde de manera perpendicular inclinándola de 90 a 0°, con esto se eliminó el exceso de resina y las burbujas. El tiempo de desmolde de las probetas es de 24 horas y el tiempo de curado de estas, es de 48 horas.

4.3 EQUIPO UTILIZADO

Las pruebas fueron llevadas a cabo en los laboratorios de ingeniería civil, para estas se utilizó el equipo de ensayos a tensión ISNTRON 1125 automatizado con sensores, utilizando una celda de carga de 1000 Kg y un sistema de adquisición de datos de la National Instruments.

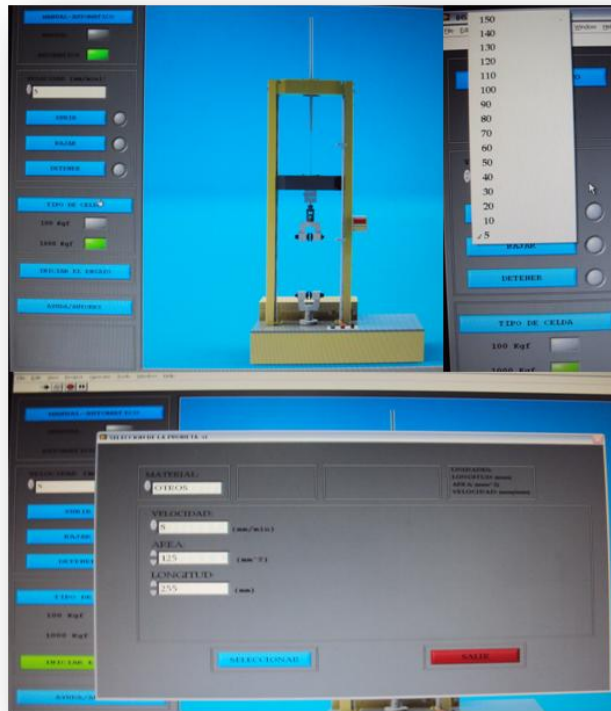
Los diferentes componentes de la máquina para los ensayos son mostrados en la Fotografía, en la cual se logra apreciar el tipo de montaje utilizado. También es de anotar que la maquina cuenta con un equipo de cómputo que cuenta con la interfaz necesaria (Fotografía) para la adquisición y procesamiento de datos, además es posible operar la máquina desde este o si se prefiere puede utilizarse un modo manual.

Con los datos registrados, el programa Lab View genera un informe en ms Excel el cual consta de una tabla de datos con las siguientes variables mediadas: tiempo, fuerza, deformación, esfuerzo y deformación unitaria. Al mismo tiempo se generan las gráficas de: fuerza vs deformación, esfuerzo vs deformación unitaria, fuerza vs tiempo y deformación vs tiempo.



Fotografía 3. Montaje de equipo Instron 1125

Fuente autores

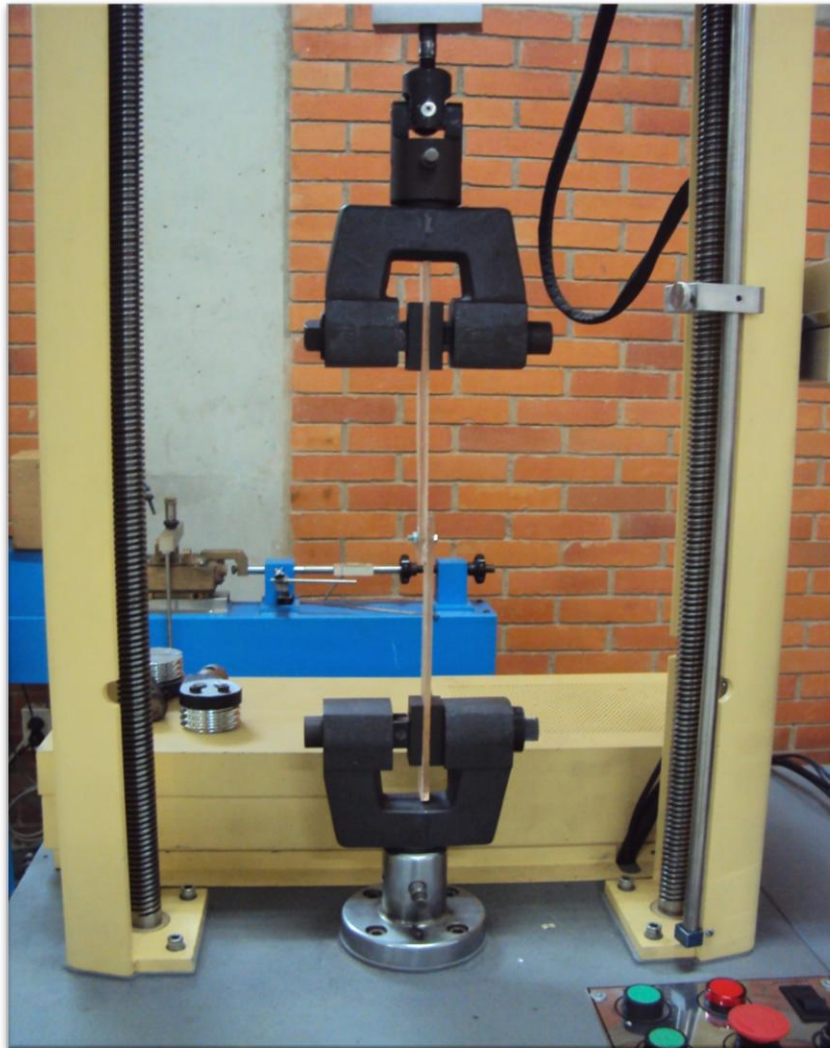


Fotografía 4. Interfaz

Fuente autores

4.3.1 Protocolo De Puesta En Marcha Del Equipo. Para la realización de las pruebas se tiene que seguir algunos pasos básicos necesarios para obtener buenos resultados.

- ✓ Encendido de la maquina: este se lleva a cabo accionando el interruptor dispuesto para esta operación.
- ✓ Encendido de sensores: los botones de mando de sensores están ubicados en la parte derecha de la maquina esos permiten la operación manual del equipo necesaria para el montaje de la probeta.
- ✓ Apertura del programa de la inter faz en LabView que permitirá la adquisición de datos durante la prueba [Fotografía.](#)
- ✓ Montaje de la probeta: este se lleva a cabo en varias etapas. [fotografía 3.](#)



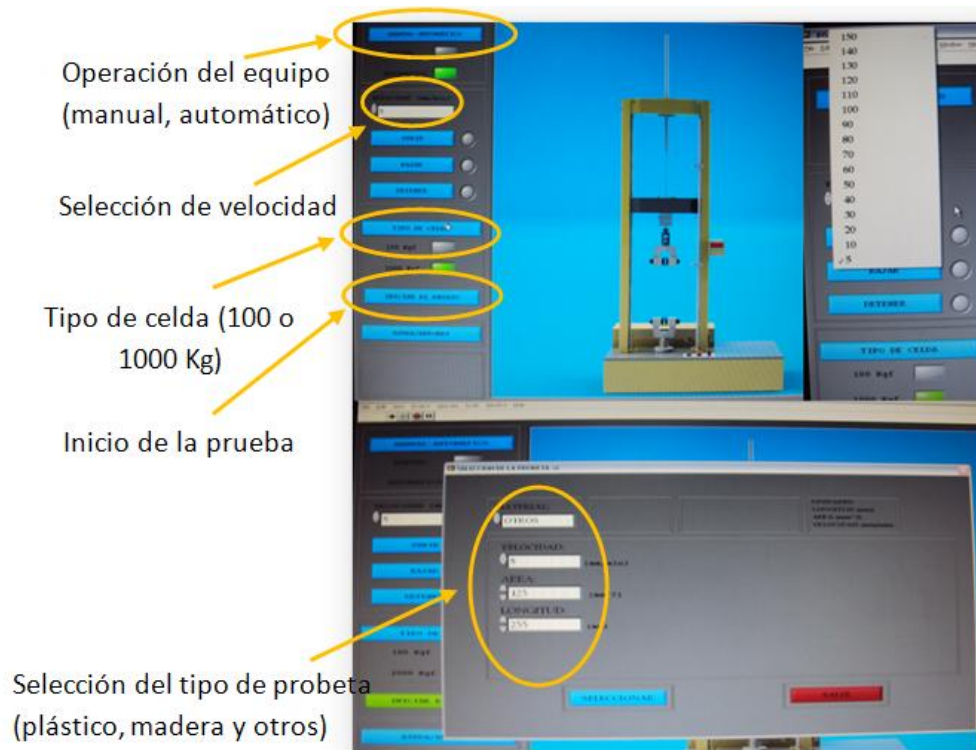
Fotografía 5. Montaje de probeta

Fuente autores

4.3.2 Montaje De Probeta

- 1) Se instala la probeta en la mordaza superior montada en la parte inferior
- 2) Se coloca la mordaza superior en su posición
- 3) Montaje de mordaza inferior
- 4) Se coloca el programa de labView en modo manual y mediante los botones de mando bajamos o subimos la mordaza superior para alinear la probeta.
- 5) Montaje final

Selección de parámetros: en este paso se seleccionan aquellos parámetros que tienen influencia para cada tipo de prueba como son: velocidad, tipo de material, celda de carga entre otros, Fotografía



Fotografía 6. Interfaz y parámetros de operación

Fuente Autores

4.4 ANÁLISIS DE RESULTADOS

4.4.1 Cálculos obtenidos mediante la utilización de la normativa ASTM. Se tomó un valor promedio para cada prueba con el cual se realizaron los cálculos.

Fuerza de tensión en los agujeros ASTM D-5766, D-3039 y D 953-02

$$F_x^{OHTu} = P_{max}/A$$

Donde;

F_x^{OHTu} = Resistencia ultima a tensión en agujero abierto Mpa. [Psi]

P_{max} = Máxima carga antes de la falla N [Lbf]

A = Área transversal para el método de prueba D-3039/D-3039, mm² [In²]

Calculo tipo para las probetas de fibra tipo picada con perno.

$$F_x^{OHTu} = P_{max}/A$$

$$P_{max} = 2572,46 \text{ N}$$

$$A = (25 \text{ mm} * 5\text{mm}) = 125 \text{ mm}^2$$

$$F_x^{OHTu} = \frac{2572,46 \text{ N}}{125\text{mm}^2} = 20,58 \text{ Mpa}$$

El valor del promedio y desviación estándar de la prueba está dado también en la norma ASTM D-5766 y es de:

$$x = \left(\sum_{i=1}^n x_i \right) / n$$

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

$$CV = 100 * s_{n-1}/x$$

Donde;

x =Valor promedio

s_{n-1} =Desviación estándar

CV = Coeficiente de variación en porcentaje

n = numero de probetas

x_i = valor de la propiedad

Promedio;

$$x = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n}$$

Probeta No.	Fuerza [N]
1	-----
2	2677,69
3	2647,7
4	2151,63 ⁴
5	2812,83

$$x = (2677,69 + 2647,7 + 2812,83)/3$$

$$x = 2712,74 \text{ N}$$

⁴ Este dato no se tomó en el ensayo la probeta se deslizo entre las mordazas debido a un mal montaje.

Desviación estándar;

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

$$s_{n-1} = 290$$

Coeficiente de variación;

$$CV = 100 * 29/2572,46$$

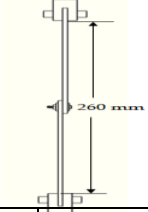
$$CV = 11,27\%$$

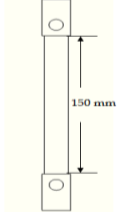
Los datos para la realización de los cálculos se tomaron a partir de las probetas que presentaban un comportamiento similar, descartando así aquellas donde se presentaron errores de montaje producidos principalmente por la falta de apriete en la mordaza e imperfecciones debidas al proceso de fabricación.

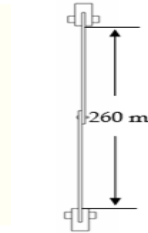
El esfuerzo ultimo para fibras de vidrio tipo E es de 3448 MPa⁵ en comparación con un acero típico empleado en diseño como el AISI 1020 el cual tiene un valor de 440 MPa.

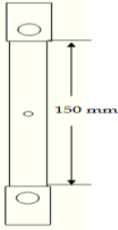
A continuación se mostrara una tabla con los distintos valores para cada prueba realizada en juntas de fibra de vidrio con (perno, remache) y probetas sin unión (agujero central y sin agujero).


⁵ Datos obtenidos de <http://www.matweb.com>


Probeta tipo: Picada Tipo de prueba: Perno fecha: 13-09-2010 Numero de probetas:3 Velocidad de la prueba: 5mm/s				
Fuerza [N]	Esfuerzo [MPa]	Módulo de elasticidad (E) [Mpa]	Desviación Estándar %	Coefficiente de variación %
2712,74	21,702	1240,563	3,24	0,3224


Probeta tipo: Picada Tipo de prueba: Sin perno fecha: 15-09-2010 Numero de probetas: 3 Velocidad de la prueba: 5 mm/s				
Fuerza [N]	Esfuerzo [MPa]	Módulo de elasticidad (E) [Mpa]	Desviación Estándar %	Coefficiente de variación %
3852,30	41,091	1508,506	10,78	1.078

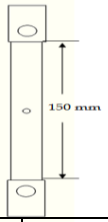
Probeta tipo: Picada Tipo de prueba: Remache fecha: 16-09-2010 Numero de probetas: 4 Velocidad de la prueba: 5 mm/s				
Fuerza [N]	Esfuerzo [MPa]	Módulo de elasticidad (E) [MPa]	Desviación estándar%	Coefficiente de variación %
1735,91	13,339	911,733	6,46	0,646

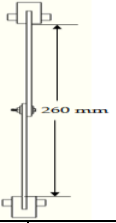
Probeta tipo: Picada Tipo de prueba: Agujero fecha: 19-09-2010 Numero de probetas: 3 Velocidad de la prueba: 5 mm/s				
Fuerza [N]	Esfuerzo [MPa]	Módulo de elasticidad (E) [MPa]	Desviación estándar %	Coefficiente de variación %
3908,96	31,271	556,451	3,76	0,376

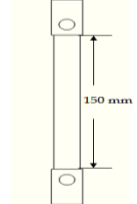
Probeta tipo: Hilo Tipo de prueba: Perno fecha: 14-09-2010 Numero de probetas: 5 Velocidad de la prueba: 3 mm/s				
Fuerza [N]	Esfuerzo [MPa]	Módulo de elasticidad (E) [MPa]	Desviación estándar %	Coefficiente de variación %
772,85	8,667	914,551	20,23	2,023

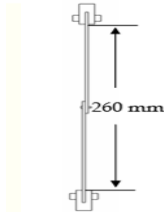
Probeta tipo: Hilo Tipo de prueba: Sin perno fecha: 15-09-2010 Numero de probetas: 5 Velocidad de la prueba: 5 mm/s				
Fuerza [N]	Esfuerzo [MPa]	Módulo de elasticidad (E) [MPa]	Desviación Estándar %	Coefficiente de variación %
6251,09	50	1721,817	13,17	1,317

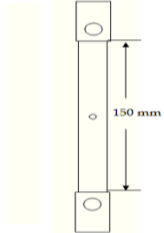
Probeta tipo: Hilo Tipo de prueba: Remache fecha: 16-09-2010 Numero de probetas: 3 Velocidad de la prueba: 5 mm/s				
Fuerza [N]	Esfuerzo [MPa]	Módulo de elasticidad (E) [MPa]	Desviación estándar	Coefficiente de variación %
885,10	8,895	963,425	14,973	1,497

Probeta tipo: Hilo Tipo de prueba: Agujero fecha: 19-09-2010 Numero de probetas: 4 Velocidad de la prueba: 5 mm/s				
Fuerza [N]	Esfuerzo [MPa]	Módulo de elasticidad (E) [MPa]	Desviación estándar	Coefficiente de variación %
4945,35	39,563	1698,791	8,712	0,8712

Probeta tipo: Tela Tipo de prueba: Perno fecha: 14-09-2010 Numero de probetas: 5 Velocidad de la prueba: 5 mm/s				
Fuerza [N]	Esfuerzo [MPa]	Módulo de elasticidad (E) [MPa]	Desviación estándar	Coefficiente de variación %
2654,87	21,24	1292,918	6	0,6

Probeta tipo: Tela Tipo de prueba: Sin perno fecha: 15-09-2010 Numero de probetas: 3 Velocidad de la prueba: 5 mm/s				
Fuerza [N]	Esfuerzo [MPa]	Módulo de elasticidad (E) [MPa]	Desviación estándar	Coefficiente de variación %
5835,44	41,415	1815,150	7,745	0,7745

Probeta tipo: Tela Tipo de prueba: Remache fecha: 16-09-2010 Numero de probetas: 4 Velocidad de la prueba: 5 mm/s				
Fuerza [N]	Esfuerzo [MPa]	Módulo de elasticidad (E) [MPa]	Desviación estándar	Coefficiente de variación %
1847,87	14,783	1012,913	3,85	0,385

Probeta tipo: Tela Tipo de prueba: Agujero fecha: 19-09-2010 Numero de probetas: 5 Velocidad de la prueba: 5 mm/s				
Fuerza [N]	Esfuerzo [MPa]	Módulo de elasticidad (E) [MPa]	Desviación estándar	Coefficiente de variación %
3555,28	28,44	1539,536	6,854	0,6854

Haciendo una comparación entre los datos obtenidos para las pruebas de fibra de vidrio tipo picada se encontró que la unión apernada presentaba una disminución aproximada del 30% respecto a pruebas con probetas sin perno.

En las juntas remachadas se ve una disminución en capacidad de carga cercana a un 26% en comparación con sus similares apernadas, debido a la deslaminación y microgrietas generadas al momento de realizar la unión, haciéndolas más ineficientes, pero no por ello dejan de ser las más utilizadas en la industria ya que evitan el desajuste de la estructura producido por las vibraciones.

Sería recomendable la utilización de arandelas en este tipo de junta para aumentar el área de contacto y así mejorar su comportamiento bajo carga de tensión.

La desviación estándar en las probetas de fibras de vidrio tipo hilo para las diferentes configuraciones mostradas es relativamente alta tomando valores de 20,23% para las juntas unidas con perno, 13,17% para probeta sin perno, 14,97% remache y agujero del 8,72%, esto debido a la distribución de la fibras no en uniforme para cada probeta esto debido al método de fabricación de las probetas.

La deformación en las probetas se ve afectada cuando se someten a un proceso de maquinado por ejemplo: agujeros, entallas, muescas entre otros, provocando una disminución considerable como se muestra en las probetas de fibra de vidrio tipo picada con valores de 4,283 mm y 2,73 mm para ensayo sin perno y con agujero respectivamente.

Para obtener una mayor uniformidad en los datos se necesita mejorar el método de elaboración de las probetas al igual que el montaje al momento del realizar la prueba ya que no se cuenta con instrumentos de calibración que permita dar el mismo torque de sujeción en las mordazas del equipo.

4.4.2 Curvas esfuerzo Deformación Unitaria y modos de fallo. El diagrama de esfuerzo deformación unitaria es uno de los más importantes en la ingeniería, permite determinar ciertos parámetros en el material y así tener una idea de qué tipo de carga puede soportar y hasta donde se puede llevar antes de que falle.

De igual forma brinda información importante del material, permitiendo caracterizarlo mostrando las diferentes zonas por las cuales pasa al aplicar la carga. Probetas de fibras de vidrio tipo Hilo

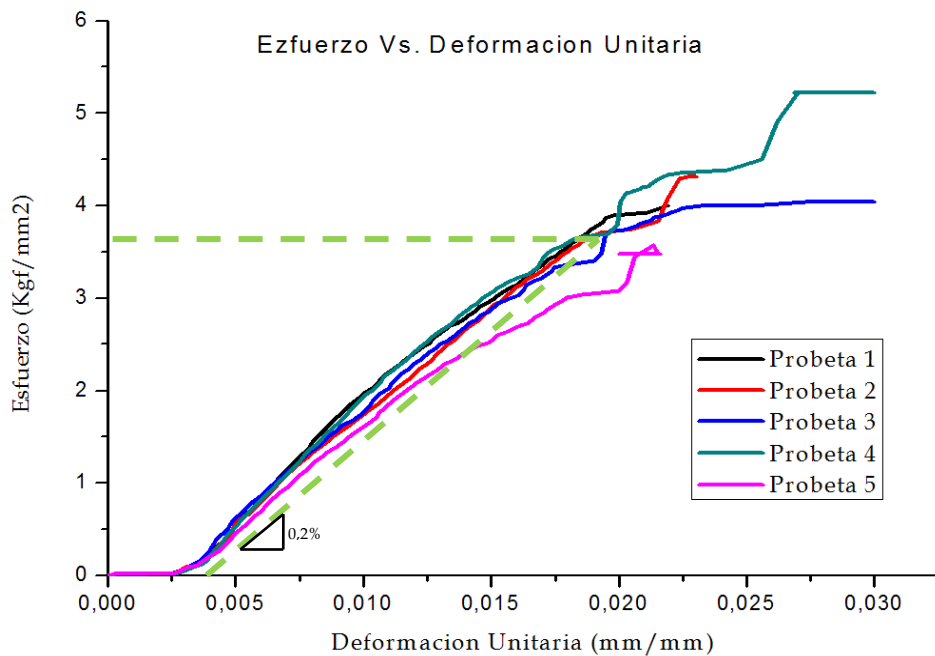


Figura 38. Curva Esfuerzo deformación unitaria para Probetas de Hilo con agujero abierto
Fuente Autores

En la Figura se puede ver un comportamiento uniforme de las probetas empleadas para este ensayo con una deformación unitaria en la falla promedio de 0,024192938 *mm/mm*, no se cuenta la con una curva tipo para realizar una comparación con los datos obtenidos durante las pruebas.

Este es uno de los objetivos de esta investigación, obtener datos característicos para cada configuración de fibra de vidrio comúnmente usados en el medio para la fabricación artesanal de piezas de carrocerías para vehículos de carga y pasajeros principalmente, usando juntas.

Los datos obtenidos se hicieron siguiendo las indicaciones señaladas por el comité ASTM D-30, normas militares (MIL-HDBK-17F) y aeroespaciales (NASA) indicadas en el marco teórico de la presente investigación.



Fotografía 7. Modo de falla con desprendimiento de material en Probeta Hilo Agujero centro

Fuente Autores

Durante las experiencias realizadas se obtuvieron diferentes tipos de falla. Uno de ellas con desprendimiento de material (Fotografía) causada por la presencia de pequeñas imperfecciones en la probeta tales como burbujas, apilamiento de fibras

y presencia de micro grietas generando concentradores de esfuerzos mostrando la fragilidad del material.

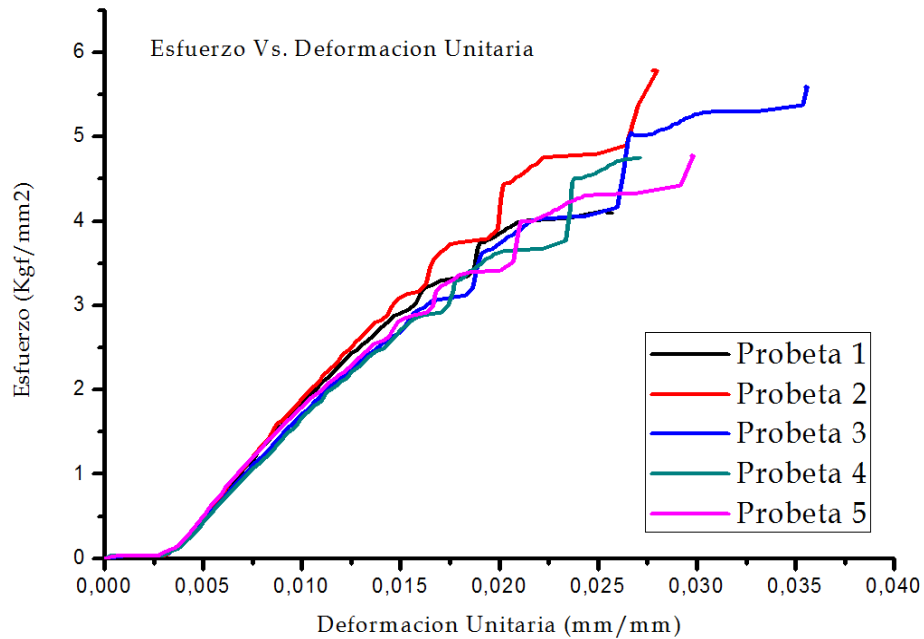


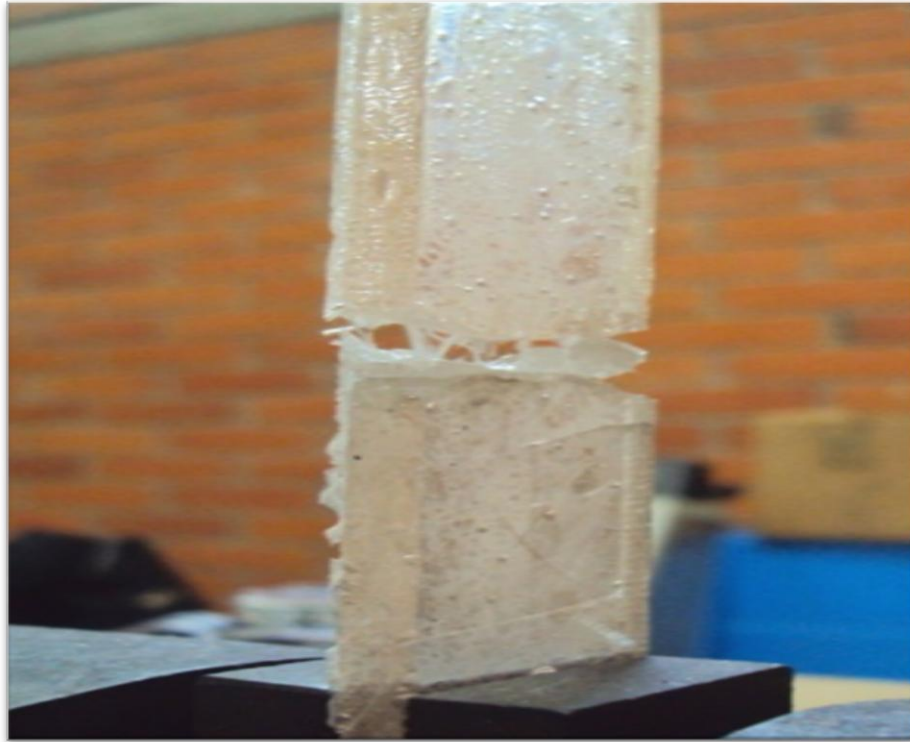
Figura 39. Curva Esfuerzo deformación unitaria para Probetas de Hilo sin agujero

Fuente Autores

El comportamiento exhibido por las probetas de fibra de vidrio tipo hilo bajo carga de tensión para las pruebas de agujero abierto y sin agujero según la norma ASTM 5766/5766M-02a mostro que este tipo de configuración se comporta muy bien a tensión alcanzando valores de carga muy superior a las configuraciones de fibra de vidrio tipo tela y picada, haciendo ideal este tipo de configuración para la elaboración de tubos y recipientes que estén sometidos a cargas de tensión.

Caso contrario a lo ocurrido en las pruebas de pernos y remaches donde el comportamiento de este tipo de juntas no fue bueno ya que falló con cargas relativamente bajas.

La reducción en la capacidad de carga comparada con la junta apornada estuvo alrededor del 12 % un valor significativo al momento de seleccionar este tipo de junta para una aplicación específica.



Fotografía 8. Falla atípico Probeta Hilo Sin agujero

Fuente Autores

El montaje para este tipo de material se debe hacer con mucho cuidado ya que si aplicamos una gran fuerza en las mordazas aparecen grietas cerca de ellas induciendo una falla en el material en esta zona lo cual lleva a resultados erróneos. Lo ideal sería contar con un instrumento de calibración que permita aplicar igual torque en cada montaje. Por otro lado se debe ajustar bien la probeta para evitar que se deslice dentro de las mordazas afectando aún más los resultados obtenidos.

La falla presentada es típica en materiales frágiles, no presenta fluencia en el material por lo tanto el módulo de elasticidad es alto.

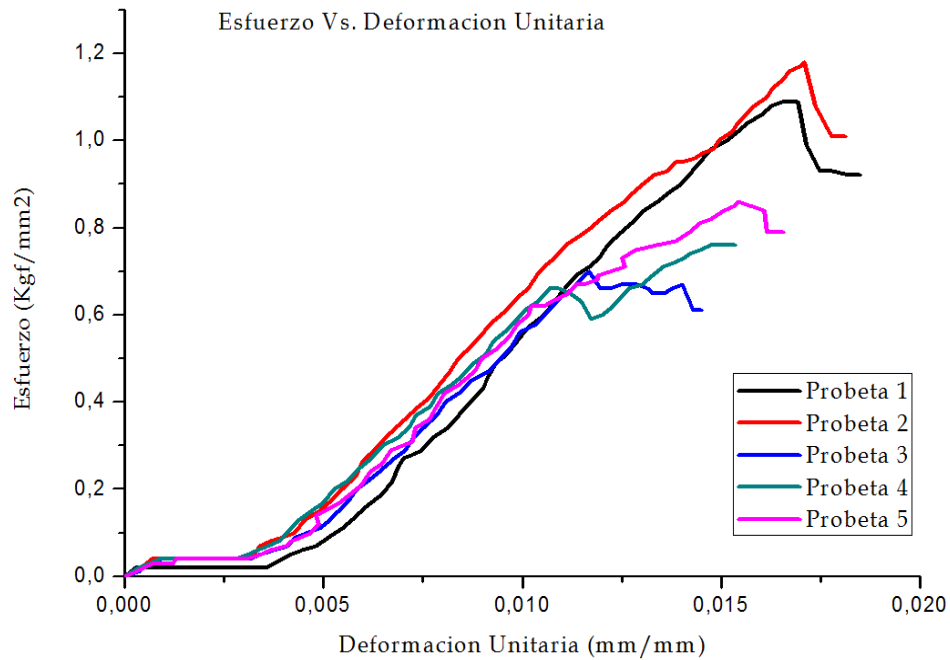


Figura 39. Curva Esfuerzo deformación unitaria para Probetas de Hilo con Perno

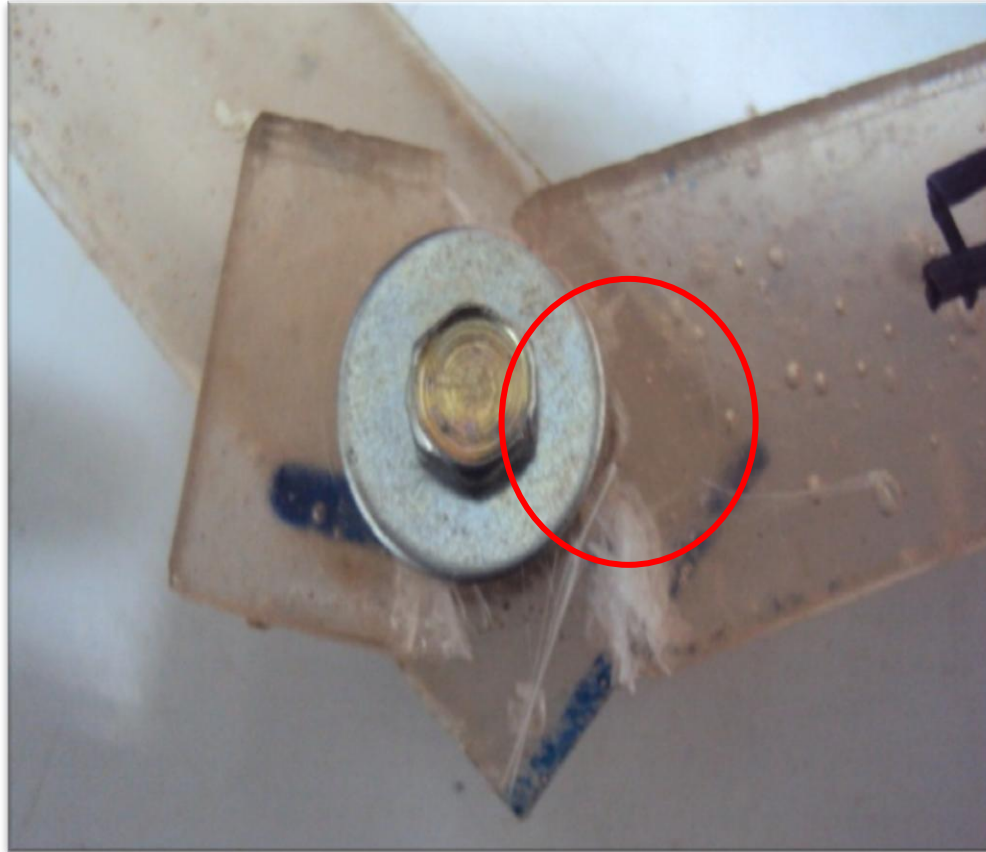
Fuente Autores

Los datos obtenidos en esta prueba hacen ver el pobre desempeño que tienen las juntas con este tipo de configuración (Figura) bajo cargas de tensión comparadas con las demás configuraciones (Picada, Tela).

El comportamiento de la curva indica la poca uniformidad de las probetas esto debido principalmente al método de elaboración artesanal utilizado, haciendo necesario la implementación de nuevas técnicas para la fabricación.

En la actualidad la mayoría de juntas hechas industria utilizando fibras de vidrio se realizan manualmente impregnado un molde con resina para luego recubrir con las diferentes configuraciones de fibra (Hilo, Picada y Tela) según la aplicación específica.

La resistencia de la junta va a estar dada por la cantidad de fibra adicionada, lo recomendable es utilizar una mezcla equilibrada entre la matriz (fibra de vidrio) y epoxi (Resina de poliéster) y así obtener una buena relación costo beneficio.

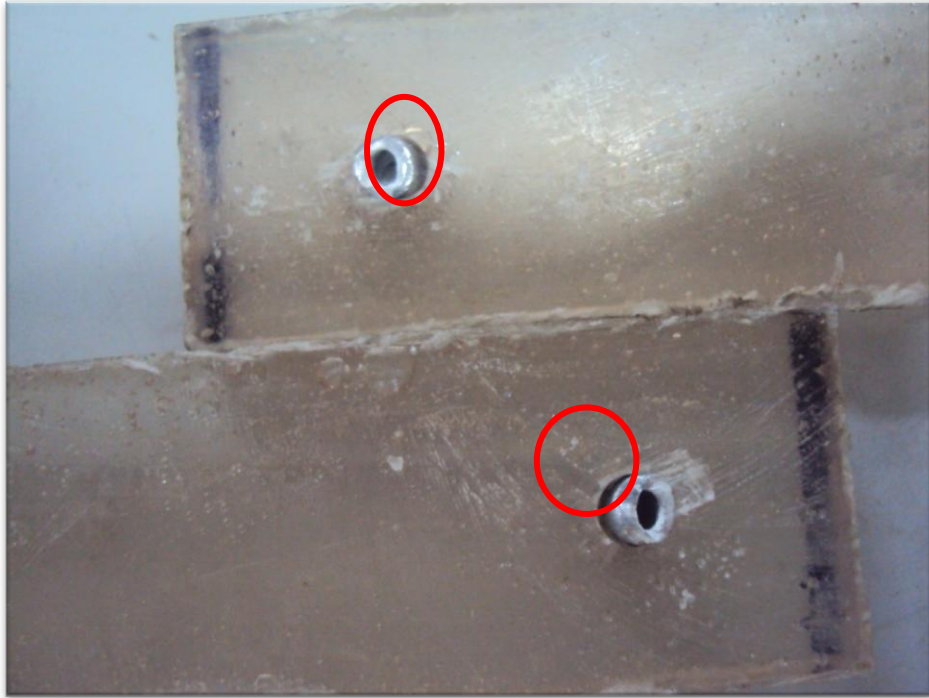


Fotografía 9. Zona de presión de arandela en Probetas de Hilo con Perno

Fuente Autores

La influencia que presenta la utilización de arandela en juntas apernadas en materiales compuestos fue analizada a fondo por autores como Sum Y otros [44] quienes concluyeron que al aumentar el tamaño del diámetro de la arandela disminuye la carga de falla y la rigidez en la junta.

Otra de las conclusiones importantes a la que llegaron los autores es que la presión de contacto decrece con el aumento del área de apriete. De esta forma se ve que el esfuerzo, carga de falla y rigidez no están ligadas solo a la geometría de la junta.



Fotografía 10. Modo de falla por apilonamiento Probeta Hilo con remache

Fuente autores

Se observa en la Fotografía uno de los tipos de fallas mostrados con anterioridad [10], corresponde a una falla por apilonamiento, la cual se presenta justo antes de que el material falle por corte o desprendimiento.

No se presentó falla en el material debido a que la carga de falla del remache (176 Kgf aproximadamente) es más baja que la soportada por la junta, deformando el agujero.

Probetas fibra de vidrio tipo picada

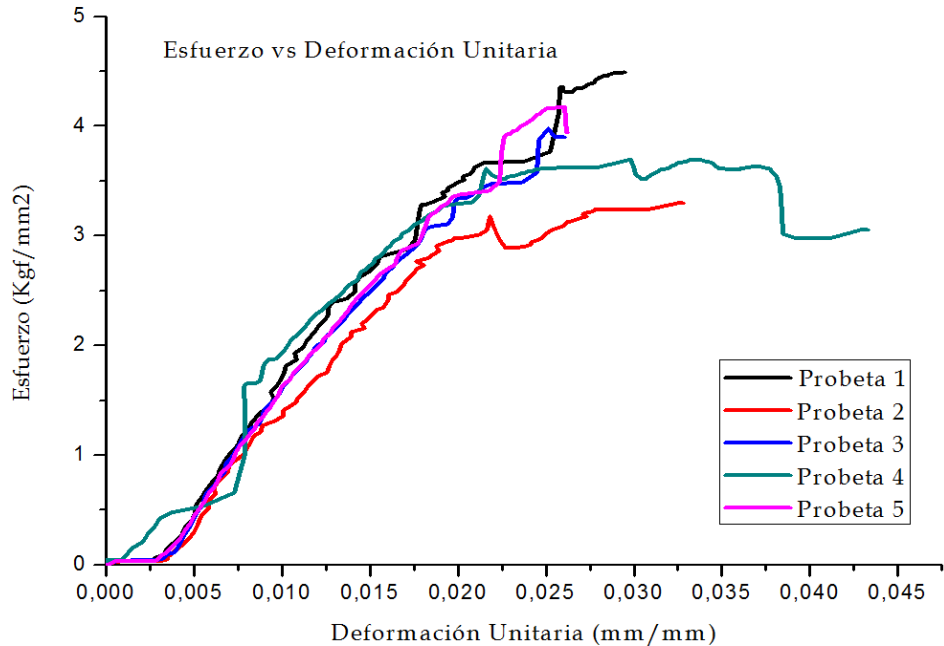


Figura 40. Curva Esfuerzo deformación unitaria para Probetas de fibra de vidrio tipo Picada sin agujero

Fuente Autores

De acuerdo a lo establecido en el criterio de falla [27] en las probetas presentan falla por tensión neta como se ve en las figuras (anteriores).

En la Figura (agujero) se ve la aparición de grietas cerca de la zona de falla esto debido al desplazamiento entre las placas y a la anisotropía del material. Igualmente se ve una prolongación de la línea correspondiente a la probeta tres de la curva Esfuerzo Deformación Unitaria causada por el deslizamiento de la probeta dentro de las mordazas de agarre, causada por un mal montaje.

4.4.3 Comparación de las pruebas usando como parámetro la deformación unitaria.

Probeta con unión por perno

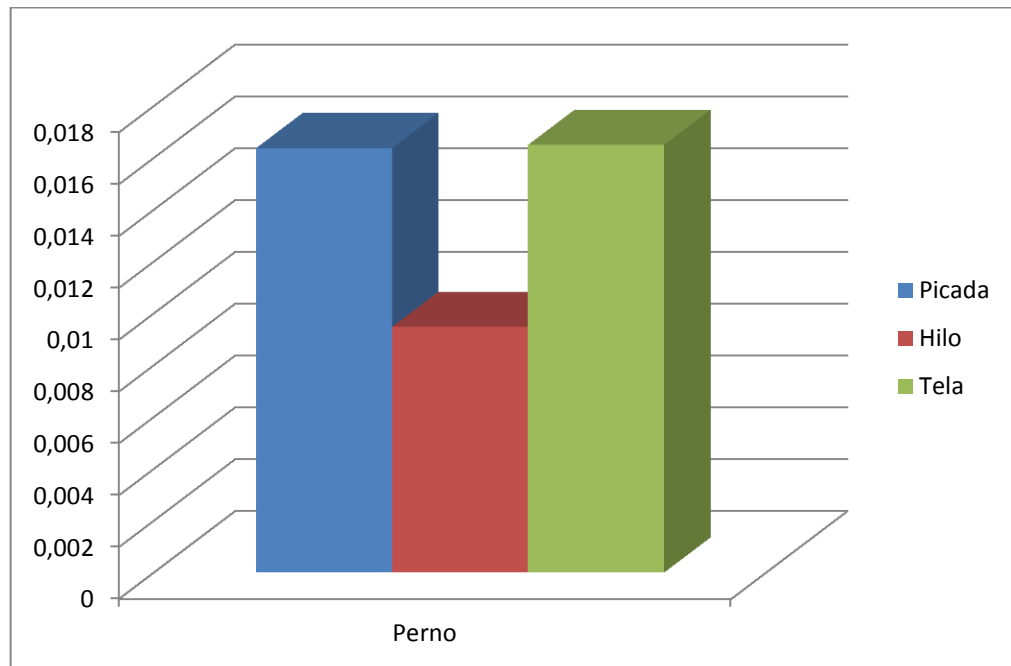


Figura 41. Probeta con unión mediante perno diferentes configuraciones de fibra

Fuente Autores

La deformación unitaria de las probetas unidas con pernos hechas con hilo fue notablemente menor a las de tela y picada debido a que el perno no encontraba más que la restricción hecha por la resina ya que los hilos estaban paralelos a la fuerza y al movimiento de este cuando se aplicaba tensión a la junta.

Se podrían realizar pruebas complementarias para determinar la deformación unitaria con una orientación de los hilos variando el Angulo respecto a la fuerza aplicada para evitar que el perno desgarre la estructura y con esto confrontar los resultados con los de la prueba realizada.

Probeta con unión por remache

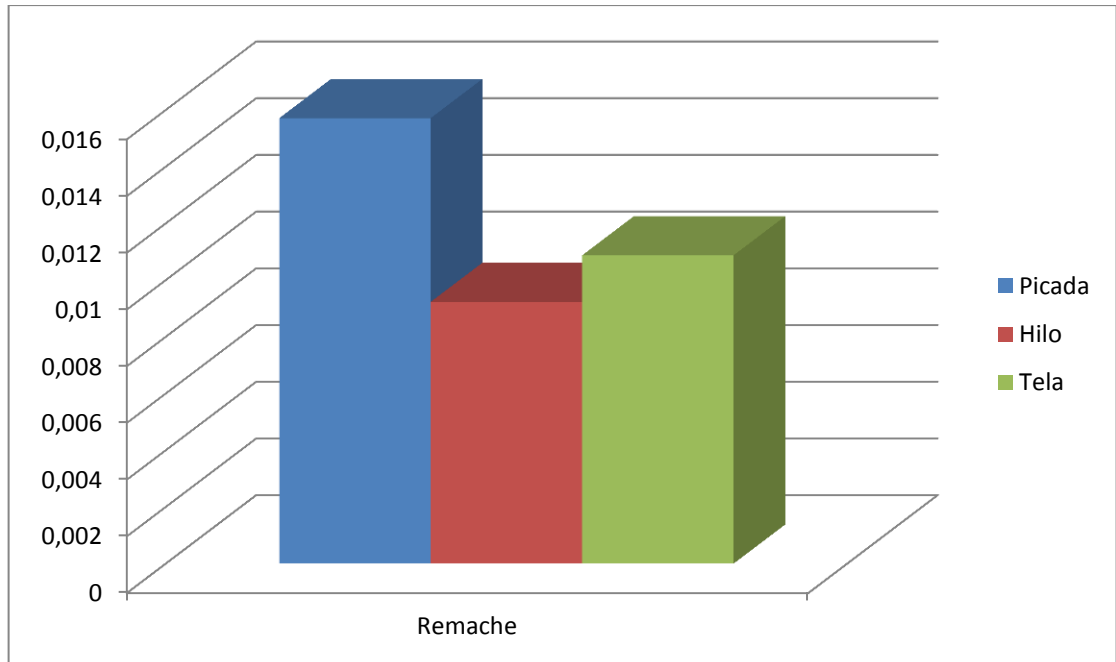


Figura 42. Configuraciones diferentes de fibras para uniones remachadas

Fuente Autores

Aunque idealmente el comportamiento de las fibras tipo tela y tipo picada debería ser similares, en la prueba realizada existió una diferencia considerable, la causa más relevante y que no involucra las diferentes propiedades es una probeta con defectos en la unión por causa de una mala aplicación del remache en la junta.

Este defecto en la probeta número tres de la respectiva prueba cambia totalmente la tendencia, pues su deformación tiene una desviación estándar del orden de 0.8, cuando normalmente está en un rango de 0.3 a 0.4.

Probeta con agujero central

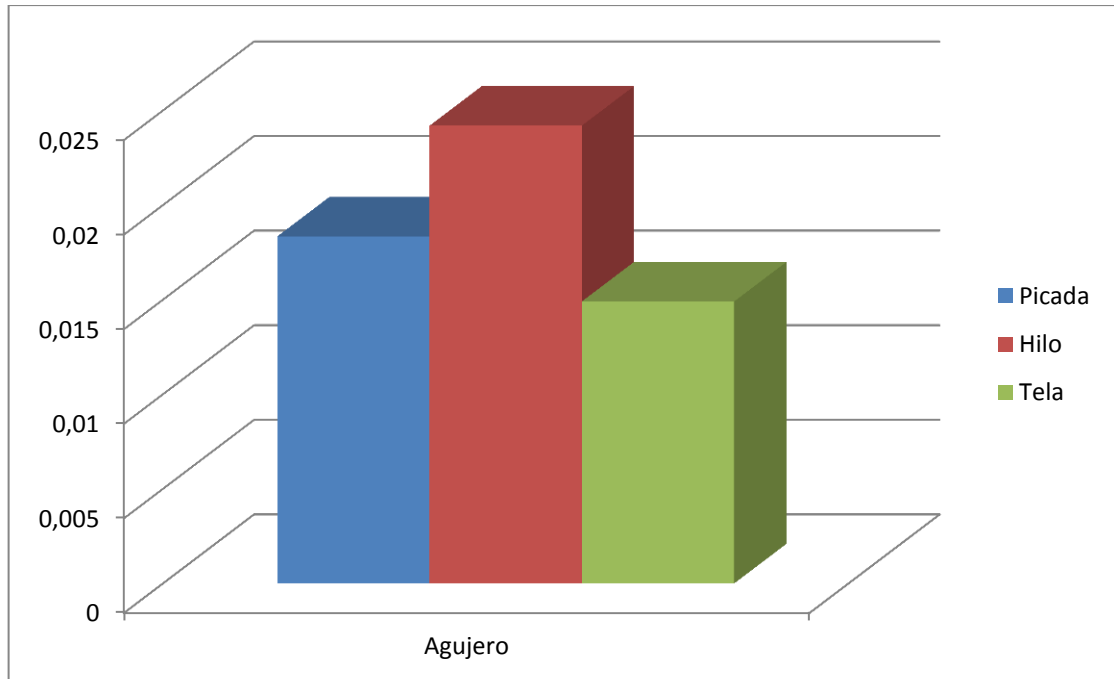


Figura 43. Comportamiento de la probeta usando diferentes configuraciones de fibra bajo carga de tensión

Fuente Autores

Es evidente que la deformación unitaria en las probetas hechas con fibras tipo hilo fue alta, debido a que los hilos estaban orientados en la misma dirección de la fuerza aplicada, como no sucedió con las fibras de tela y picada por su condición anisótropa; ya que esta crea resistencia en diferentes direcciones pero en menor proporción que la generada por la fibra tipo hilo.

También los concentradores de esfuerzos generados en el agujero hacen cambiar el comportamiento de las fibras tipo tela y tipo picada, pues al taladrar la estructura se rompe el tejido creando zonas críticas que ofrecen menos resistencia al aplicar una carga a tensión.

Probeta sin perno

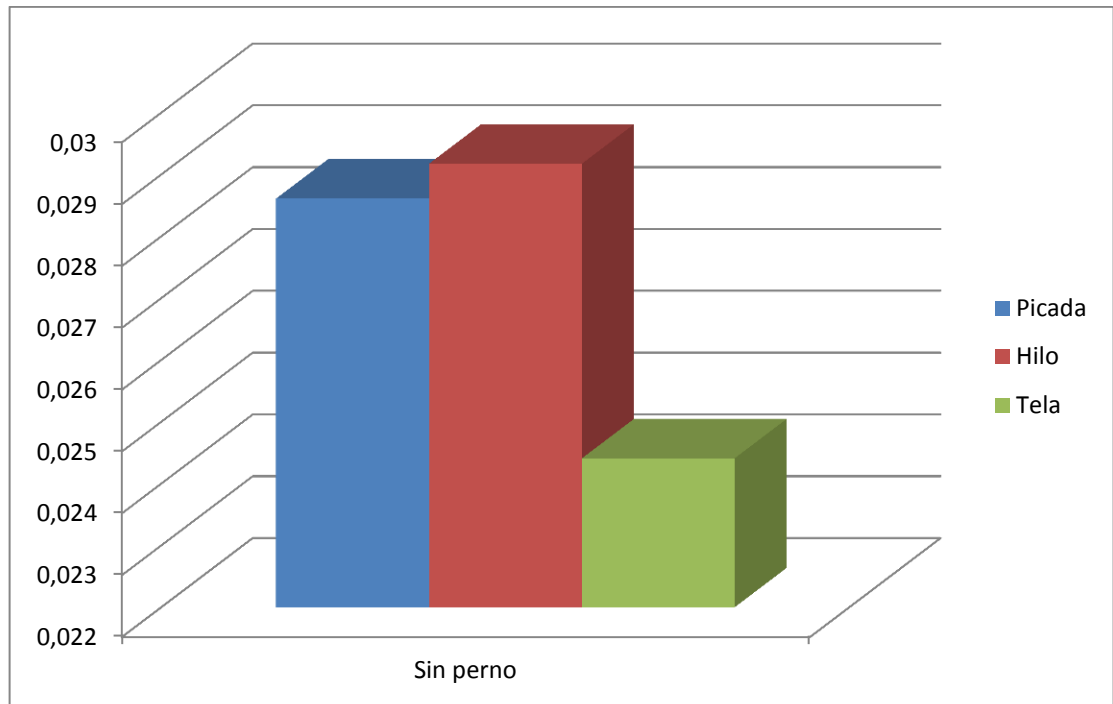


Figura 44. Deformación máxima alcanzada por las probetas para los diferentes tipos de fibras

Fuente Autores

Los resultados para las probetas hechas de tela muestran una deformación unitaria menor debido al porcentaje apilonamiento que proporciona este tipo de fibra, mostrando una conducta menos plástica comparada con las hechas de fibra tipo picada.

Como era de esperarse las hechas con fibra de vidrio tipo hilo fueron las que más se presentaron una deformación unitaria más alta, en gran medida por la fuerza resistida antes de fallar, que fue en promedio de 625,3 kgf comparada con la fibras tipo tela y picada que fueron de 541.9 kgf y 488.4 kgf.

5. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Para darle cumplimiento al primer objetivo se llevaron a cabo las diferentes pruebas utilizando la normativa descrita en la investigación (ASTM D-6180-5, D-5766/5766 M-02a, D-3039/3039M-00, D-6484/6484M-04, D-953-02). Realizando solo ensayos de tensión ya que no se cuenta en el campus universitario con una máquina para realizar pruebas de compresión en materiales compuestos para el desarrollo de proyectos de grado en pregrado.

El número de probetas empleadas fueron 150, con las distintas configuraciones de fibra, 50 para cada tipo (picada, tela e hilo), para este fin se utilizaron 5 moldes de silicona, permitiendo hacer 10 probetas a la vez. Con un tiempo de curación por probeta de 48 horas.

El segundo objetivo planteaba dejar un documento de consulta con la visión global de los diferentes factores que influyen en la selección de materiales para las juntas. Dicha selección se hace a partir de los resultados obtenidos en la investigación plasmados en el la presente tesis de grado cumpliendo así con este objetivo.

En primer lugar se hizo un análisis exhaustivo de la documentación existente referente a estudios realizados en juntas de materiales compuestos, seguido de una etapa experimental, mediante la utilización del equipo para ensayos de tensión (Instron 1125) de los laboratorios de Ingeniería civil ubicados en el edificio Álvaro Beltrán Pinzón.

Con los datos obtenidos para cada prueba realizada tales como: tiempo, carga, deformación, esfuerzo y deformación unitaria se dio cumplimiento al tercer objetivo el cual consistía en determinar la resistencia de la fibra-matriz. Permitiendo caracterizar las juntas en cada tipo de fibra (picada, tela e hilo). Basados en la normativa internacional ASTM D-6180-5, D-5766/5766 M-02a, D-3039/3039M-00, D-6484/6484M-04, D-953-02.

El cuarto objetivo se cumplió tras la revisión de varios documentos[106], asesoría de personas expertas en el manejo de fibra de vidrio del área metropolitana de Bucaramanga y experiencia propias. Se determinó que la que la proporción óptima para conformación de las probetas para obtener una buena relación costo beneficio sin sacrificar propiedades mecánicas de material era 50/50 para la mezcla fibra-resina.

Tras la revisión del quinto objetivo se concluyó que la juntas hechas de fibra de vidrio tipo hilo, mostraron baja resistencia a la tensión en comparación a las elaboradas con la configuraciones tipo tela y picada. Estas últimas tienen un comportamiento muy similar debido a la anisotropía que presentan. Dando cumplimiento a dicho objetivo.

Para dar cumplimiento al sexto objetivo se hizo un análisis de los resultados de las pruebas, en la cual determinó que las configuraciones de fibra de vidrio tipo picada y tela son las más recomendables para juntas mecánicas (apernadas y remachadas), en contraste las probetas tipo hilo son ideales para la elaboración de juntas adhesiva, tubos y piezas que estén sometidas a cargas axiales.

Las numerosas publicaciones se han ocupado de revisar varios aspectos de la mecánica de las juntas mecánicamente sujetadas en estructuras de materiales compuestos de matriz polimérica, y la mayoría han aparecido desde la última revisión relevante del artículo que fue publicado por Camanho y Matthews [1] en 1997.

Las instituciones que han invertido recursos importantes en investigación para publicar un compilado de pruebas estándar son: ASTM, NASA y el grupo de trabajo MILHDBK-17; las cuales buscan caracterizar completamente varios aspectos del comportamiento mecánico de materiales compuestos con y sin juntas mecánicas.

A pesar del gran aporte de las pruebas estándar, estas tienen algunas falencias ya que no especifican la cantidad de presión de fijación o la precarga en el perno que debería ser dado para la sujeción y así los datos de la resistencia soportada son solo estimaciones conservativas.

Según los estudios realizados, ha sido mostrado que una precarga inicial en el perno puede mejorar la resistencia significativamente y también altera el modo de falla catastrófico para la falla progresiva.

Una variedad de metodologías de diseño para juntas han sido propuestas, la mayoría de los cuales involucran el uso de métodos computarizado tales como el análisis de elementos finitos, y más recientemente, el uso de algoritmos genéticos.

Aun cuando la resistencia última soportada en juntas de materiales compuestos no se ve afectada por un ajuste de tolerancia, las juntas con holguras son susceptibles

a tener un daño extensivo en la superficie plana de apoyo por una red de propagación de grietas por esfuerzo al corte alrededor del agujero para el perno.

El ajuste de la tolerancia debe ser controlado, especialmente en juntas con múltiples pernos, porque afecta significativamente la capacidad de soportar carga. Significativos avances se han hecho para la caracterización de los modos de falla en juntas y los modelos predicción de falla están disponibles para los más importantes modos de falla tales como el colapso de la estructura.

No hay un consenso para determinar la resistencia última de las juntas de materiales compuestos. Algunos autores calculan la resistencia última basada en una deformación permanente del agujero del perno de 4% o 2% y algunos cálculos de la resistencia última corresponden al primer principio de la no linealidad en la curva carga-desplazamiento por una carga a tensión uniforme.

La relajación de la precarga dependiente del tiempo bajo cargas estáticas y vibratorias ha sido bien caracterizada computacionalmente y experimentalmente, mientras que los efectos de los factores ambientales como son la temperatura y la humedad en la resistencia soportada y la falla de la junta han sido estudiados basándose principalmente por experimentos.

Hay que resaltar, que son necesarios más experimentos para entender el comportamiento de las juntas mecánicamente sujetadas sometidas a cargas cíclicas higrotérmicas. También el comportamiento de estas juntas cuando son inmersos en baños de agua a bajas temperaturas o condiciones heladas pues no existen.

Después de un exhaustivo análisis realizado a las investigaciones hechas por diferentes autores y la realización de las pruebas en laboratorio, se concluye que es necesario seguir estudiando el comportamiento de materiales compuestos, en este caso fibras de vidrio tipo E, mejorando los procesos de fabricación buscando estándares que permitan predecir el comportamiento de los materiales bajo cierto tipo de carga.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] CAMANHO Pp, Matthews FL. Stress analysis and strength prediction of mechanically fastened joints in FRP: a review. *Compos A: Appl Sci Manufact* 1997; 28(6):529-47.
- [2] ASTM D 618-05 Standard Practice for Conditioning Plastics for Testing. Vol. 8.01. Plastics, ASTM International. West Conshohocken, PA: 2005.
- [3] D5766/D5766M-02a Standard Test Method for Open Hole Tensile Strength of Polymer-matrix Composite Laminates. Vol. 15.03. Composite Materials. ASTM International. West Conshohocken, PA: 2007.
- [4] ASTM D3039/D3039M-00 Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer-Matrix Composite Materials. Vol. 15.03. Composite Materials. ASTM International. West Conshohocken, PA: 2006.
- [5] D6484/D6484M-04 Standard Test Method for Open-Hole Compressive Strength of Polymer-Matrix Composite Laminates, Vol. 15.03. Composite Materials. ASTM International. West Conshohocken, PA: 2004.
- [6] MOLLENHAUER Dh, Schaff, Rose DH. Experimental verification of spline stress analysis method for a structural composite laminate containing a hole. *JR reinforced Plastics Compos* 1998;17(2):96-108.
- [7] D6742/D6742M-02 Standard Practice for Filled-Hole Tension and Compression Testing of Polymer-Matrix Composite Laminates. Vol. 15.03. Composite Materials. ASTM International. West Conshohocken, PA: 2007.
- [8] SAWICKI AJ. Development of compression design allowables for composite bolted joints using ASTM Standard D 6742. In: *Joining and repair of composite structures*, ASTM STP 1455. Kedward KT, Kim H, editors. ASTM International 2004. West Conshohocken, PA: p. 199-216.

- [9] D 953-02 Standard test method for bearing strength of plastic. Vol. 08.01. Plastics, ASTM International. West Conshohocken, PA: 2002.
- [10] D5961/D5961M-05e1 Standard Test Method for Bearing Response of Polymer-Matrix Composite Laminates. Vol. 15.03. Composite Materials. ASTM International. West Conshohocken, PA: 2005.
- [11] Military Handbook - MIL-HDBK-17-1F: Composite Materials Handbook. Vol. 1. Polymer-matrix Composites Guidelines for Characterization of Structural Materials US. Department of Defense.
- [12] Shyprykevich P. Characterization of bolted joint behavior: MIL-HDBK-17 accomplishments and standardization. J Comp Tech Res 1995;17(3):260-70.
- [13] D6873-03 Standard Practice for Bearing Fatigue Response of Polymer-Matrix Composite Laminates. Vol. 15.03. Composite Materials. ASTM International. West Conshohocken, PA: 2003.
- [14] Military Handbook - MIL-HDBK-17-3F: Composite Materials Handbook. Vol. 3. Polymer-Matrix Composites Materials Usage, Design, and Analysis US. Department of Defense.
- [15] CREWS Jh, Naik RA. Combined bearing and bypass loading on a graphite/epoxy laminate. Compos Struct 1986;6(1-3):21-40.
- [16] SAWICKI AJ, Nguyen N. The influence of transverse bearing loads upon the bypass strength of composite bolted joints. Composite materials: fatigue and fracture. ASTM STP 1285, Armanios EA, editor. ASTM International, vol. 6. 1997. p. 225-43.
- [17] ASTM D 7248 D7248M-07 Standard Test Method for Bearing/Bypass Interaction Response of Polymer-Matrix Composite Laminates Using 2-Fastener Specimens. Vol. 15.03. Composite Materials. ASTM International. West Conshohocken, PA: 2007.
- [18] D 7332/D 7332M-07 Standard Test Method for Measuring the Fastener Pull-Through Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer-Matrix Composite.

Vol.15.03.CompositeMaterials.ASTMInternational.WestConshohocken,PA:2007.

- [19] NASM 1312-13 (replaces MIL-STD-1312-13) Fastener Test Methods Method 13 Double-shear Test. Aerospace Industries Association - National Aerospace Standard (Metric)/01-February-2003/7 p.
- [20] NASM 1312-8 (replaces MIL-STD-1312-8) Fastener Test Methods Method 8 Tensile Strength. Aerospace Industries Association - National Aerospace Standard (Metric)/01-April-2001/17 p.
- [21] BANBURY A, Kelly DW. A study of fastener pull-through failure of composite laminates part 1: experimental. *Compos Struct* 1999; 45(4):241-54.
- [22] FALCONE A, DurschH, Nelson K, Avery W. Resin transfer modling of textile composites. NASA CR 191505 1993. July.
- [23] Portanova MA. Standard methods for unnotched tension testing of textile composites. NASA CR 198264 1995. December.
- [24] Portanova MA, Masters JE. Standard methods for open hole tension testing of textile composites. NASA CR 198262 1995. December.
- [25] Portanova MA. Standard methods for filled hole tension testing of textile composites. NASA CR 198263 1995. December.
- [26] Portanova MA. Standard methods for bolt-bearing testing of textile composites. NASA CR 198266 1995. December.
- [27] CAMANHO Pp, Lambert MA. Design methodology for mechanically fastened joints in laminated composite materials. *Compos Sci Tech* 2006;66(15): 3004-20.
- [28] WHITNEY JM, Nuismer RJ. Stress failure criterion for laminated composites containing stress concentration. *J Compos Mater* 1974; 10:253-65.
- [29] NUISMER RJ, Labor JD. Application of the average stress failure criterion. Part II: compression. *J Compos Mater* 1979; 13(1):49-60.
- [30] CHANG F-K, Scott RA, Springer G. Strength of mechanically fastened composite joints. *J Compos Mater* 1982; 16(6):470-94.

- [31] YAMADA SE. Analysis of laminate strength and its distribution. *J Comp Mat* 1978; 12:275-84.
- [32] IREMAN T, Nyman T, Hellbom K. On design methods for bolted joints in composite aircraft structures. *Compos Struct* 1993; 25(1-4):567-78.
- [33] IREMAN T. Three dimensional stress analysis of bolted single-lap composite joints. *Compos Struct* 1998; 43(3):195-216.
- [34] ZHANG JM. Design and analysis of mechanically fastened composite joints and repairs. *Eng Anal Boundary Elements* 2001;25(6):431-41.
- [35] DANO M-L, Kamal E, Gendron G. Analysis of bolted joints in composite laminates: strains and bearing stiffness predictions. *Compos Struct* 2007; 79(4):562-70.
- [36] ABAQUS[®] V 6.3, User's Manual and Theory Manual, Hibbit, Karlson and Sorensen, Inc.
- [37] KRADINOV V, Madenci E, Ambur DR. Application of genetic algorithm for optimum design of bolted composite lap joints. *Compos Struct* 2007;77(2): 148-159.
- [38] Anonymous authors. Basics of design engineering: joining composites. *Machine Design*. 1995; 67(16):80-81.
- [39] ARNOLD WS, MARSHALL IH, Wood J. Optimum design considerations for mechanically fastened composite joints. *Compos Struct* 1990; 16(1-3): 85-101.
- [40] MATUSZEWSKI J. Fastener guidelines for composite materials. *Mater Technol (UK)* 2004; 19(4):203-10.
- [41] PIERCE B. Selecting the right fastener for use in plastics. *Am Fastener J* 1998; 5:32-3.
- [42] KAGAN VA, Weitzel SP. Basic principles in materials selection for mechanical fastening of thermoplastics. *J Reinforced Plastics Compos* 2003;22(16):1455-65.

- [43] COOPER C, Turvey GJ. Effects of joint geometry and bolt torque on the structural performance of single bolt tension joints in pultruded GRP sheet material. *Compos Struct* 1995;32(1-4):217-26.
- [44] SUN HT, Qing X, Chang F-K. The response of composite joints with boltclamping loads, part II: model verification. *J Compos Mater* 2002;36(1): 69-91.
- [45] KHASHABA UA, Sallam HEM, Al-Shorbagy AE, Seif MA. Effect of washer size and tightening torque on the performance of bolted joints in composite structures. *Compos Struct* 2006; 73(3):310-7.
- [46] PARK HJ. Effect of stacking sequence and clamping force on the bearing strengths of mechanically fastened joints in composite laminates. *Compos Struct* 2001;53(2):213-21.
- [47] WANG J, Banbury A, Kelly DW. Evaluation of approaches for determining design allowables for bolted joints in laminated composites. *Compos Struct* 1998; 41(2):167-76.
- [48] NAIK RA, Crews JH. Stress analysis method for a clearance-fit bolt under bending loads. *AIAA J* 1986;24(8):1348-53.
- [49] HYER MW, Klang EC, Cooper DE. The effects of pin elasticity, clearance and friction on the stresses in a pin-loaded orthotropic plate. *J Compos Mater* 1987; 21(3):190-206.
- [50] McCARTHY MA, Lawlor VP, Stanley WF, McCarthy CT. Bolt-hole clearance effects and strength criteria in single bolt, single lap, composite joints. *Compos Sci Technol* 2002;62(10-11):1415-31.
- [51] DiNICOLA AJ, Fantle SL. Bearing strength behaviour of clearance fit fastener holes in toughened graphite/epoxy laminates. In: Camponeshi Jr ET. editor. *Composite materials: testing and design*, vol. 11. ASTM STP 1206. 1993. p.220-37.

- [52] PIERRON F, Cerisier F, Grediac MA. Numerical and Experimental study of woven composite pin-joints. *J Comp Mat* 2000; 34(12):1028–49.
- [53] LANZA Di Scalea F, Cloud GL, Cappello F. A Study of the effects of clearance and interference fits in a pin-loaded cross-ply FGRP laminate. *J Comp Mat* 1998;32(8):783–802.
- [54] LANZA Di Scalea F, Cloud GL, Cappello F. On the elastic behavior of a cross-ply composite pin-joint with clearance fits. *J Thermoplastic Comp Mat* 1999; 12(1):13–22.
- [55] HALLSTROM S, Kelly G. Bearing strength of carbon fibre/epoxy laminates: effects of bolt-hole clearance. *Compos B: Eng* 2004;35(4):331–43.
- [56] LIE ST, Yu G, Zhao Z. Analysis of mechanically fastened composite joints by boundary element methods. *Compos B: Eng* 2000; 31(8):693–705.
- [57] CHUTIMA S, Blackie AP. Effect of pitch distance, row spacing, end distance and bolt diameter on multi-fastened composite joints. *Compos A* 1996; 27(2):105–10.
- [58] McCARTHY MA, Lawlor VP, Stanley WF. An experimental study of bolt-hole clearance effects in single-lap, multi-bolt composite joints. *J Compos Mater* 2005; 39(9):799–825.
- [59] McCARTHY MA, McCarthy CT. Finite element analysis of the effects of clearance on single-shear, composite bolted joints. *J Plast Rubber Compos* 2003; 32(2):65–70.
- [60] LAWLOR VP, McCarthy MA, Stanley WF. An experimental study of bolt-hole clearance effects in double-lap, multi-bolt composite joints. *Compos Struct* 2005; 71(2):176–90.
- [61] McCARTHY MA, McCarthy CT, Padhi GS. A simple method of determining the effects of bolt-hole clearance on load distribution in single-column multi-bolt composite joints. *Compos Struct* 2006; 73(1):78–87.

- [62] McCARTHY CT, McCarthy MA, Gilchrist MD. Predicting failure in multi-bolt composite joints using the finite element analysis and bearing bypass diagrams. *Key Eng Mater* 2005;293-294:591-8.
- [63] SHKARAYEV S. Theoretical modeling of crack arrest by inserting interference fit fasteners. *Int J Fatigue* 2003; 25(4):317-24.
- [64] LANZA Di Scalea F, Cloud GL, Cappello F. On the effect of interference fits in composite pin joints. *J Thermoplastic Compos Mater* 1999;12(1):23-32.
- [65] PRADHAN B, Ramesh Babu P. Assessment of beneficial effects of interference-fit in pin loaded FRP composite. *J Reinforced Plastics Compos* 2007;26(8):771-89.
- [66] Torque limits for standard, Threaded Fasteners. MSFC-STD-486B, November 1992.
- [67] ZHAO Y, Ford D, Richardson S. Torque limit for fasteners in composites. Technical Report, NASA/MSFC/ED23, August 2001.
- [68] THOMAS FP, Zhao Y. Torque limits for composites joined with mechanical fasteners, AIAA 2005-2351. In: 46th AIAA/ASME/AHS/ASCE/ASC structures, structural dynamics and materials conference. 2005.
- [69] WHITNEY TJ, Iarve EV, Brockman RA. Singular stress fields near contact boundaries in a composite bolted joint. *Int J Solids Struct* 2004;41(7):1893-909.
- [70] YAN Y, Wei W-D, Chang F-K, Shyprykevich P. Experimental study on clamping effects on the tensile strength of composite plates with a bolt-filled hole. *Compos A: Appl Sci Manufact* 1999;30(10):1215-29.
- [71] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composite. *Trans ASME J Appl Mech* 1980;47(2):329-34.
- [72] YAN UM, Sun HT, Wei WD, Chang FK. Response and failure of composite plates with a bolt-filled hole. DOT/FAA/AR-97/85 1998; Office of Aviation Research, Washington, DC: 20591.

- [73] OKUTAN B. The effects of geometric parameters on the failure strength for pinloaded multi-directional fiber-glass reinforced epoxy laminate. *Compos B: Eng* 2002;33(8):567-78.
- [74] ASTM D 5379/D 5379M Test method for shear properties of composite materials by the V-notched beam method. Vol. 15.03. *Composite Materials*. ASTM International. West Conshohocken, PA: 1996.
- [75] TSERPES KI, Labeas G, Kermanidis TH. Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates. *Compos B: Eng* 2002;33(7):521-9.
- [76] Jones RM. *Mechanics of composite materials*. New York: Taylor and Francis; 1999.
- [77] HOLLMANN K. Failure analysis of bolted composite joints exhibiting in-plane failure modes. *J Compos Mater* 1996;30(3):358-83.
- [78] XIAO Y, Ishikawa T. Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part I: experimental investigation). *Compos Sci Technol* 2005; 65(7-8):1022-31.
- [79] XIAO Y, Ishikawa T. Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part II: modeling and simulation). *Compos Sci Technol* 2005;65(7-8):1032-43.
- [80] XIAO Y, Ishikawa T. Failure behavior simulation for bolted composite joints based on damage mechanics approach. *J Jpn Soc Aeronaut Space Sci* 2003;51-594:331-8. in Japanese.
- [81] YAMADA SE, Sun CT. Analysis of laminate strength and its distribution. *J Compos Mater* 1978;12(3):275-84.
- [82] SONG Y, Hartwigsen C J, McFarland DM, Vakakis AF, Bergman LA. Simulation of dynamics of beam structures with bolted joints using adjusted Iwan beam elements. *J Sound Vibration* 2004;273(1-2):249-76.

- [83] WENTZEL H. Modeling of frictional joints in dynamically loaded structures – a review. SE-100 44 Stockholm, Sweden. Available from: (http://www.half.kth.se/forskning/publikationer/rappport_419.pdf).
- [84] IBRAHIM RA, Petit CL. Uncertainties and dynamic problems of bolted joints and other fasteners. *J Sound Vibration* 2005;279(3-5):857–936.
- [85] CHAMIS CC. Polymer composite mechanics. Review: 1965–2006. *J Reinforced Plastics Compos* 2007;26(10):987–1019.
- [86] DEMELIO G. An experimental investigation of static and fatigue behavior of sandwich composite panels joined by fasteners. *Compos B: Eng* 2000;32(4):299–308.
- [87] BOND IP, Farrow IR. Fatigue life prediction under complex loading for XAS/914 CFRP incorporating a mechanical fastener. *Int J Fatigue* 2000;22(8):633–44.
- [88] STARIKOV R, Schon J. Fatigue resistance of composite joints with countersunk composite and metal fasteners. *Int J Fatigue* 2002;24(1):39–47.
- [89] STARIKOV R, Schon J. Quasi-static behavior of composite joints with protruding-head bolts. *Compos Struct* 2001;51(4):411–25.
- [90] SHIVAKUMAR KN, Crews Jr. JH. Bolt clamp-up relaxation in a graphite/epoxy laminate. Long-term behavior of composites, symposium. ASTM STP 813. Williamsburg, VA: 1983. p. 5–22.
- [91] SCHMITT RR, Horn WJ. Viscoelastic relaxation in bolted thermoplastic composite joints. In: 35th International SAMPE Symposium and Exhibition 1990. p. 1336–47.
- [92] HORN WJ, Schmitt RR. Relaxation in bolted thermoplastic composite joints. *AIAA J* 1993;32(3):485–94.
- [93] ZHAO H, Gibson RF. Influence of clamping force relaxation on vibration damping measurements for polymer composite cantilever beams. *Proc SEM Spring Conf* 1995;Grand Rapids, MI:735–8.

- [94] BICKFORD JH. An introduction to the design and behavior of bolted joints. 3rd ed. Taylor and Francis Group, Boca Raton, Florida: CRC Press; 1995.
- [95] JIANG Y, Zhang M, Lee C. A study of early stage self-loosening of bolted joints. *J Mech Design* 2003; 125(3):518-26.
- [96] THOPPUL SD, Gibson RF, Ibrahim RA. Phenomenological modeling and numerical simulation of relaxation in bolted composite joints. *J Compos Mater* 2008;42(17):1709-29.
- [97] KIBLER KG, Carter HG. Viscoelastic parameters of epoxy resin from thermomechanical and electrical conductivity measurements. In: *Composite Materials: testing and design (Fifth conf.)* ASTM, Philadelphia. ASTM STP 674 1979; p. 282-288.
- [98] BECKWITH SW. Viscoelastic creep behavior of filament-wound case materials. *J Spacecraft Rockets* 1984;21(6):546-52.
- [99] THOPPUL SD, Gibson RF, Ibrahim RA. Analytical and experimental characterization of the effects of vibration on relaxation in composite bolted joints. In: *Proc. American Society for Composites 21st Technical Conference* 2006; Dearborn, MI, Paper No. 192.
- [100] GIBSON RF. *Principles of composite material mechanics*. Second ed. Taylor and Francis Group, Boca Raton, Florida: CRC Press; 2007.
- [101] SCHAPERLY RA. Inelastic behavior of composite materials. In: Herakovich CT, editors. *ASME applied mechanics symposia series*, vol. 13. Houston, TX: 1975. p. 127-55.
- [102] SHIVAKUMAR KN, Crews Jr JH. An Equation for Bolt clamp-up relaxation in transient environments. *Compos Technol Rev* 1982;4(4):132-5.
- [103] LEE SS, Kim N. Relaxation analysis of bolt load in single bolted joints fastening thermosetting polymer. *Key Eng Mater* 2006;324-325:1245-8.
- [104] WILLIAMS LJ. HSCT research gathers speed. *Aerospace Am* 1995:32-7.

- [105]SAWYER J. Graphite-composite primary structure for reusable launch vehicles. AIAA Space Programs and Technologies Conf 1996; September, Huntsville, AL: AIAA-96-4268.
- [106]Parida BK, Prakash RV, Mangalgi PD, Vijayaraju K. Influence of environmental and geometric parameters on the behavior of fastener joints in advanced composites. Composite materials: fatigue and fracture (Sixth volume), ASTM STP 1285, E.A. Armanios. Am Soc Test Mater1997:432-51.
- [107]WANG HS, Hung CL, Chang FK. Bearing failure of bolted composite joints, part I: experimental characterization. J Comp Mat 1996;30(12):1284-313.
- [108]Counts WA, Johnson WS. Temperature effects on ultimate bearing strength of polymeric composite joints. J Comp Tech Res 2002;24(1):17-23.
- [109]Counts WA, Johnson WS. Bolt bearing fatigue behavior of polymer-matrix composites at elevated temperature. Int J Fatigue 2002;24(2-4):197-204.
- [110]HIRANO N, Takato Y, Wang W-X. Effects of temperature on the bearing strength of CF/epoxy pinned joints. J Comp Mat 2007;41(3):335-51.
- [111]KALLMEYER AR, Stephens RI. Creep elongation of bolt holes subjected to bearing loads in a polymer-matrix composite laminate. Comp. Mat.: Fatigue and Fracture, ASTM STP 1285, vol. 6. Armanios EA, editor. American Society for Testing and Materials 1997. p. 452-67.
- [112]WRIGHT RJ, Johnson WS, Sacks S, Ahmad H. Bolt bearing behavior of highly loaded polymer-matrix composite joints at elevated temperatures with and without clamp-up. J Comp Tech Res 2000; 22(1):33-9.
- [113]AHMAD H, Johnson WS, Counts WA. Evaluation of bolt bearing behavior of highly loaded composite joints at elevated temperature. J Comp Mat 2003;23(6):559-71.
- [114]TURVEY GJ, Wang P. Failure of pultruded GRP single-bolt tension joints under hot-wet conditions. Compos Struct 2007; 77(4):514-20.

- [115] HURD S, Yuan R. Hydrothermal effects on the bearing strength of GFRP composite joint. In: *Materials for the New Millennium, Proceedings of the Fourth Materials Engineering Conference, Washington, DC. November 10-14, 1996*, p. 243-50.
- [116] WALKER S. Thermal effects on the pin-bearing behavior of IM7/PETI-5 composite joints. *J Comp Mat* 2002;36(23):2623-51.
- [117] GOSWAMI S. A finite element investigation on progressive failure analysis of composite bolted joints under thermal environment. *J Reinforced Plastics Compos* 2005;24(2):161-71.
- [118] CHEN H-S, Lee Y-J. Failure process and pin-bearing strength of laminated composite at elevated temperature. *J Reinforced Plastics Compos* 1992;11(7):743-71.
- [119] SHOKRIEH MM, Lessard LB, Poon C. Three-dimensional progressive failure analysis of pin/bolt loaded composite laminates. In: *Agard Conference Proceedings of the 83rd Meeting of the AGARD SMP on 'Bolted Joints in Polymeric Composites' 1996, Florence, Italy, 2-3 September*. Poon C, editor. RTO/NATO, Neuilly-Sur-Seine, France, p. 7.1-7.10.
- [120] YILMAZ T, Sinmazcelik T. Geometric parameters and chemical corrosion effects on bearing strength of polyphenylenesulphide (PPS) composites source. *Mater Design* 2007;28(5):1695-8.
- [121] CHEN H-S. The static and fatigue strength of bolted joints in composites with hygrothermal cycling. *Compos Struct* 2001;52(3-4):295-306.
- [122] BURKE SK, McK Coisland S, Scala CM. Nondestructive characterization of advanced composite materials. *Mater Forum* 1994;18:85-109.
- [123] ADAMS RD, Cawley P. A review of defect types and nondestructive testing techniques for composites and bonded joints. *NDT Int* 1988; 21(4):208-22.

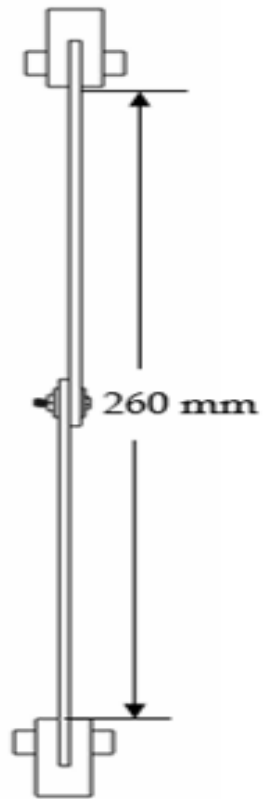
- [124] MUNNS IJ, Georgiou GA. Non-destructive testing methods for adhesively bonded joint inspection - a review. *Insight: Non-Destruct Test Cond Monitoring* 1995;37(12):941-52.
- [125] KUPKE M, Schulte K, Schuler R. Non-destructive testing of FRP by dc. and a.c. electrical methods. *Compos Sci Tech* 2001;61(6):837-47.
- [126] TODOROKI A, Tanaka M, Shimamura Y. Measurement of orthotropic electric conductance of CFRP laminates and analysis of the effect on delamination monitoring with an electric resistance change method. *Compos Sci Tech* 2002;62(5):619-28.
- [127] SHIMAMURA Y, Oda K, Todoroki A, Kobayashi H, Inada T. Application of electrical resistance change method to damage detection of CFRP bolted joints. *Key Eng Mater* 2005;297-300:653-8.
- [128] SHIMAMURA Y, Oda K, Todoroki A, Ueda M. Detectability of bearing failure of composite bolted joints by electric resistance change method. *Key Eng Mater* 2006;321-323:957-62.
- [129] ODA K, Shimamura Y, Todoroki A, Kobayashi H. Smart structure for damage detection of CFRP bolted joints. *Proc US-Japan Conf Comp Mat* 2004:9-11. Yonezawa, Japan.
- [130] KOSTREVA KM. Torque limit for bolted joints for composites Part B: experimentation. NASA/MSFC Ed 23. 2002.
- [131] HANEL, Thelen W. Monitoring screws under tensile load using acoustic emission analysis. *IEEE Trans Instrum Meas* 1996;45(2):547-50.
- [132] XIAO Y, Kakuta Y, Ishikawa T. A self-diagnostic technique for the bearing damage of composite joints. *Proc US-Japan Conf Comp Mat* 2004:9-11. Yonezawa, Japan.
- [133] XIAO Y, Kakuta Y, Ishikawa T. A new concept for structural health monitoring of bolted composite joints. *Key Eng Mater* 2007;334-335: 465-8.

- [134] GIBSON RF. Modal vibration response measurements for characterization of composite materials and structures. *Compos Sci Tech* 2000;60(15): 2769–80.
- [135] CACCESE V, Mewer R, Vel SS. Detection of bolt load loss on hybrid composite/ metal bolted connections. *Eng Struct* 2004;26(7):895–906.
- [136] SCHULZ MJ. Health monitoring of composite material structures using a vibrometry technique. NASA-CR-205070 1997.
- [137] MICKENS T, Schulz MJ, Sundaresan M, Ghosal A, Naser AS, Reichmeider R. Structural health monitoring of an aircraft joint. *Mech Syst Signal Process* 2003;17(2):285–303.
- [138] DOEBLING SW, Farrar CR, Prime MB, Shevitz DW. Damage identification and health monitoring of structural and mechanical systems from changes in their vibration characteristics: a literature review. Los Alamos National Laboratory 1996; Report LA-13070-MS.
- [139] HAN, X., Favro, L.D. and Thomas, R.L. Recent developments in IR sonic imaging. In: Thompson DO, Chimenti DE. editor. *Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation*. Am Inst Phys CP657, vol. 22. 2003. p.500–4. [140] Han X, Lu J, Islam S, Li W, Zeng Z, Kashyap N, Yitamben E, Favro LD, Newaz GM, Thomas RL. Developing sonic IR imaging NDE for aircraft structures. *AIP Rev Prog Quant Nondestructive Eval* 2005;24:632–6.

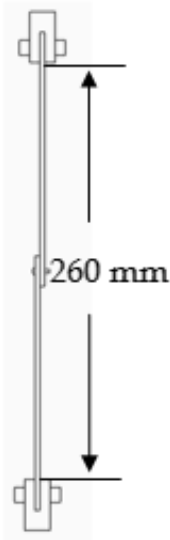
ANEXOS

Anexo A. Dimensiones de montaje

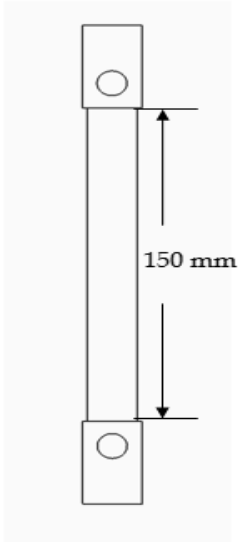
A.1 Montaje con perno



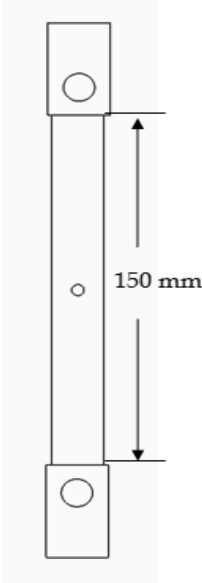
A.2 Montaje con remache



A.3 Montaje para sin agujero



A.4 montaje con agujero en el centro



Anexo B. Ficha técnica resina CRISTALÁN 856



FICHA TÉCNICA DE PRODUCTOS CRISTALÁN 856

GENERALIDADES

CRISTALÁN 856 es una resina de poliéster ortoftálica preacelerada, muy versátil, para aplicaciones de propósito general que no requieran exigencia en propiedades mecánicas y químicas. CRISTALÁN 856 no es apto para la fabricación de botes o tanques.

CARACTERÍSTICAS

CRISTALÁN 856 es apropiada para trabajar por laminación manual, o modelos a maquinas, y para sistemas cargados. Los laminados obtenidos tienen buena resistencia mecánica. La resina se suministra al 70% en sólidos y puede ser modificada por el usuario con la adición de estireno monómero hasta un 30% máximo, según la aplicación particular.

1. **formulación:** la formula general recomendada para el curad en frio es la siguiente:

Materiales	Partes por peso
CRISTALÁN 856	100
MEK- Peróxido (9% Ox. Activo)	1 a 2,5
Estireno	(1)

(1) La cantidad exacta depende de la viscosidad final deseada según cada aplicación, sin embargo no se recomienda que sea mayor de 30 partes.

2. **curado:** El usuario debe hacer sus propios ensayos de acuerdo a sus necesidades, y con base a lo indicado en la formulación.

3. **Aditivos especiales:** CRISTALÁN 856 se le pueden agregar "pregeles" para conferirle tixotropía y evitar así el chorreo en laminados verticales.

MANEJO Y ALMACENAMIENTO

CRISTALÁN 856 esta clasificado como "liquido inflamable" según la norma Icontec 1962 (División 3.3), por tener un punto de inflamación de 31°C (Crisol cerrado) y por tanto debe mantenerse alejado de llamas abiertas. Se recomienda almacenarlo a temperaturas inferiores a 25°C para obtener máxima estabilidad.

Se suministran tambores metálicos de 230 Kg. CRISTALÁN 856 tiene un tiempo de vida equivalente a seis meses desde el momento de su fabricación.

ASISTENCIA TÉCNICA

La parte primordial de cada producto distribuido por EXDEQUIN S.A. Es el soporte técnico que garantizamos a nuestros clientes.

Elaborado por: Marketing Técnico
Revisión: 18.01.07



FICHA TÉCNICA DE PRODUCTOS
CRISTALÁN 856

Cada despacho de nuestros productos elaborados por ANDERCOL S.A. esta respaldado por un laboratorio de servicio técnico con personal altamente calificado, el cual, con un conocimiento completo de los procesos, trabaja con una gran variedad de equipos de laboratorio y planta piloto para proveer datos necesarios y obtener así el mejor comportamiento de nuestros productos.

ESPECIFICACIONES DE CRISTALÁN 856

Características	Valor	Método Andercol N°
Apariencia	Rosado transparente	IT - 1.01
Valor ácido	42 máximo	IT - 1.14
Viscosidad Brookfield (cps), 25°C (Aguja 3, 10 rpm, 1mm) % Sólido	1500 - 2500	IT - 1.06
Tiempo de gel (min), 25°C	68 - 72	IT - 1.11
Reactividad	7 - 10	IT - 3.04
Temperatura de exotérmica °C	130 - 145	IT - 3.04
Tiempo de exotérmica (min)	14 -25	IT - 3.04

*Tiempo de gel: 100 gramos de CRISTALÁN 856
1 ml de MEK - peróxido

Las sugerencias ofrecidas para el uso o aplicaciones don solamente la opinión de Andercol S.A.

Los consumidores deberán hacer sus propias pruebas para determinar el comportamiento de estos productos en sus objetivos específicos.

Andercol S.A. no da garantías de tipo alguno exceptuando las que se ajustan a las especificaciones estándar del producto.

Anexo C. Ficha técnica fibra de vidrio

Refuerzos América del Sur

Mat de hilos cortados moldeo por contacto manual

M125

Ficha técnica

M125 es un mat fabricado con hilos de vidrio tipo E, unidos por un ligante soluble en estireno, que le confiere una excelente compatibilidad con las resinas poliéster y vinilester.

Propiedades

- buena conformabilidad;
- facilidad de impregnación;
- excelente transparencia do laminado;
- buena resistencia a la tracción;
- ideal para aplicaciones en el combate a la corrosión;
- baja hidrolise.

Identificación

Ejemplo: M125 450 x 140

M125: código Saint-Gobain Vetrotex

450: masa superficial nominal (g/m^2)

140: ancho(cm)

Características técnicas (valores nominales)

Masa Superficial (g/m^2)	Pérdida al Fuego (%)	Humedad (%)	Solubilidad en Estireno (s)
ISO 3374 : 1990	ISO 1887 : 1980	ISO 3344 : 1977	ISO 2558 : 1974
225	5.50	0,2 máx	45 máx
300	4.10		
375	3.80		
450	3.50		

Presentaciones disponibles

Masa Superficial (g/m^2)	Dimensiones de los Rollos (Aprox.)			Peso (kg)
	Ancho (cm)	Diámetro (cm)	Longitud (m)	
300	140	28	122	50
450	140	28	82	50

- Otros anchos y masas superficiales pueden ser fabricados, bajo consulta.
- El rollo es considerado completo cuando medir mas del 70% de la longitud nominal.



Mat de hilos cortados



Embarcaciones

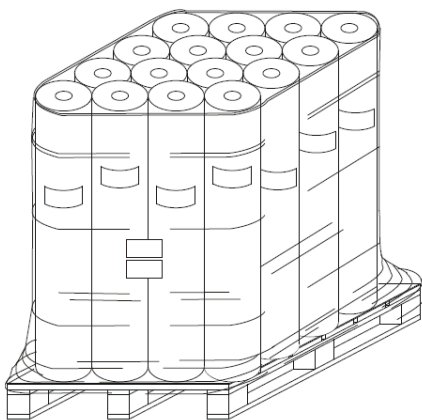
SAINT-GOBAIN
VETROTEX

Embalaje

Cada rollo de mat M125 é bobinado sobre un tubo de cartón con 76 mm de diámetro interno y envuelto por un filme de polietileno. A unidad de embalaje es la paleta.

Características de las paletas

Diámetro de los Rollos (cm)	Ancho del Mat (cm)	Rollos por Paleta	Posición del Rollo en la Paleta	Dimensiones de la Paleta L x W x H (cm)	Peso Neto aprox. (kg)
28	140	9	horizontal	114 x 140 x 92	450
28	140	16	vertical	114 x 114 x 162	800



Almacenamiento

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

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

Caso no sea almacenado como lo especificado, se aconseja disponer el producto en la temperatura ambiente por lo menos 24 horas, a fin de evitar los fenómenos de condensación.

Es posible apilar las paletas en 2 niveles (1/1).

Saint-Gobain Vetrotex recomienda utilizar el producto según el método FIFO (first in, first out).

Editado por:



Saint-Gobain Vidros S.A.
Vetrotex América do Sul

Rod. Campinas / Tietê
SP 101 - Km 40.5
Cep 13360-000
Capivari - SP - Brasil
Tel: (19) 492 90 00
Fax: (19) 491 59 19
www.saint-gobain-vetrotex.com.br

Saint-Gobain Vetrotex se reserva el derecho de modificar este documento sin previo aviso. 20.10.2010