



EDUCACIÓN

SECRETARÍA DE EDUCACIÓN PÚBLICA



TECNOLÓGICO
NACIONAL DE MÉXICO

Tecnológico Nacional de México

**Centro Nacional de Investigación
y Desarrollo Tecnológico**

Tesis de Maestría

**Bases para la estimación de la acumulación del daño
en materiales compuestos laminados**

presentada por

Ing. Oscar Fernando Oliveros Riego

como requisito para la obtención del grado de
**Maestro en Ciencias en Ingeniería
Mecánica**

Director de tesis

Dr. Arturo Abúndez Pliego

Codirector de tesis

Dr. Joel Carlos Huegel West

Cuernavaca, Morelos, México. Febrero de 2020.



EDUCACIÓN

SECRETARÍA DE EDUCACIÓN PÚBLICA



TECNOLÓGICO NACIONAL DE MÉXICO

Centro Nacional de Investigación y Desarrollo Tecnológico
Subdirección Académica

“2020, Año de Leona Vicario, Benemérita Madre de la Patria”

Cuernavaca, Morelos, **07/febrero/2020**

OFICIO No. SAC/105/2020
Asunto: Autorización de impresión de tesis

ING. OSCAR FERNANDO OLIVEROS RIEGO
CANDIDATO AL GRADO DE MAESTRO EN CIENCIAS
EN INGENIERÍA MECÁNICA
PRESENTE

Por este conducto, tengo el agrado de comunicarle que el Comité Tutorial asignado a su trabajo de tesis titulado “*Bases para la estimación de la acumulación del daño en materiales compuestos laminados*”, ha informado a esta Subdirección Académica, que están de acuerdo con el trabajo presentado. Por lo anterior, se le autoriza a que proceda con la impresión definitiva de su trabajo de tesis.

Esperando que el logro del mismo sea acorde con sus aspiraciones profesionales, reciba un cordial saludo.

ATENTAMENTE

Excelencia en Educación Tecnológica®
“Conocimiento y tecnología al servicio de México”

DR. GERARDO VICENTE GUERRERO RAMÍREZ
SUBDIRECTOR ACADÉMICO



SEP TecNM
CENTRO NACIONAL
DE INVESTIGACIÓN
Y DESARROLLO
TECNOLÓGICO
SUBDIRECCIÓN
ACADÉMICA

C.p. M.E. Guadalupe Garrido Rivera. Jefa del Departamento de Servicios Escolares.
Expediente.

GVGR/CHG

Interior Internado Palmira S/N, Col. Palmira, C. P. 62490, Cuernavaca, Morelos.
Tel. (01) 777 3 62 77 70, ext. 4106, e-mail: dir_cenidet@tecnm.mx

www.tecnm.mx | www.cenidet.edu.mx





"2020, Año de Leona Vicario, Benemérita Madre de la Patria"

Cuernavaca, Mor., 06/febrero/2020

Asunto: Aceptación de documento de tesis
CENIDET-AC-004-M14-OFICIO

DR. GERARDO VICENTE GUERRERO RAMÍREZ
SUBDIRECTOR ACADÉMICO
PRESENTE

Por este conducto, los integrantes de Comité Tutorial del Ing. Oscar Fernando Oliveros Riego con número de control M18CE029, de la Maestría en Ciencias en Ingeniería Mecánica, le informamos que hemos revisado el trabajo de tesis de grado titulado "Bases para la estimación de la acumulación del daño en materiales compuestos laminados" y hemos encontrado que se han atendido todas las observaciones que se le indicaron, por lo que hemos acordado aceptar el documento de tesis y le solicitamos la autorización de impresión definitiva.

Dr. Arturo Abúndez Pliego
Director de tesis

Dr. Joel Carlos Huegel West
Codirector de Tesis

Dr. Jorge Colín Ocampo
Revisor 1

Dr. Andrés Blanco Ortega
Revisor 2

Dra. Claudia Cortés García
Revisor 3

c.c.p. Depto. Servicios Escolares.
Expediente / Estudiante
ABO/mrsr

DEDICATORIA

A mi Mamá...

Cada paso es uno menos
-Poppy

Nacemos sabiendo que hacer
solo debemos actuar
conformarse es algo terrible,
el mundo necesita que sigamos nuestros sueños
no me asusto, no me canso y no me detengo
-Illaai

AGRADECIMIENTOS

A mi familia, especialmente a mi mamá, papá, hermana y hermano por su apoyo incondicional y amor que siempre demuestran.

Al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT) por el apoyo económico y seguro otorgado durante mis estudios de posgrado.

Al Centro Nacional de Investigación y Desarrollo Tecnológico (cenidet) por la oportunidad de realizar mis estudios de posgrado dentro de sus instalaciones.

Al Instituto Tecnológico de Monterrey Campus Guadalajara por la oportunidad de realizar una estancia dentro de sus instalaciones para la obtención de datos experimentales necesarios para desarrollar el tema de tesis.

Al Dr. Arturo Abúndez Pliego y al Dr. Joel Carlos Huegel West por brindarme la oportunidad de trabajar bajo su dirección y por su guía durante todo este tiempo, así como la confianza y el apoyo brindados para el desarrollo de este trabajo.

Al comité revisor: Dr. Jorge Colín Ocampo, Dra. Claudia Cortes García y Dr. Andrés Blanco Ortega por sus comentarios y observaciones acertadas en la revisión de este trabajo.

Al equipo de trabajo bajo la dirección del Dr. Arturo Abúndez Pliego por sus consejos, observaciones y compañerismo mostrado a lo largo de mi estancia en cenidet.

Al equipo de trabajo del Laboratorio de Biomecatrónica bajo la dirección del Dr. Huegel por su apoyo, hospitalidad y compañerismo mostrado a lo largo de mi estancia en Tecnológico de Monterrey Campus Guadalajara.

A mis compañeros de generación, a la Sra. Rocio y profesores que forman parte de la especialidad en diseño mecánico del departamento de Ingeniería Mecánica en cenidet, por su apoyo, experiencia y conocimiento compartido.

A rita, lea, nina y niño (mis mascotas).

RESUMEN

En este trabajo se presentan las bases de una metodología para la estimación de la acumulación del daño en materiales compuestos laminados, mediante el análisis y estudio de la influencia de variables de diseño del compuesto laminado en la acumulación de daño.

Se realizó un análisis comparativo entre modelos y métodos de estimación del daño reportados en la literatura, para identificar aquél que muestra una mejor representación de los datos experimentales, y entonces, tomarlo como modelo base, sobre el cual se realizó la modificación para incluir el efecto de las variables de diseño del compuesto laminado. Se realizó un estudio paramétrico para evaluar experimentalmente el efecto de las variables de diseño sobre la curva de daño del material. Se propusieron nueve configuraciones de laminados para el estudio de dos variables de diseño principales: orientación de las fibras y secuencia de apilado. Sin embargo, se incluyeron dos variables más (fracción de volumen de fibra y fuerza máxima aplicada en el ciclo de cargas) para el cálculo de un factor de corrección en la modificación del modelo.

El modelo modificado, el cual considera el efecto de las variables de diseño del laminado sobre la acumulación del daño, permite estimar la acumulación del daño en materiales compuestos laminados para las configuraciones propuestas, cuando se someten a cargas dinámicas de bajo ciclaje. El modelo base presentó una mejor correlación con respecto a los datos experimentales en comparación con el modelo modificado desarrollado en este trabajo; sin embargo, el modelo modificado presenta la ventaja de poder extender su estimación hacia otras configuraciones similares, con los parámetros A y B obtenidos a partir de los datos experimentales y de las configuraciones ensayadas en este trabajo.

Se analizó el comportamiento del modelo modificado mediante la evaluación de la acumulación del daño para laminados reportados en la literatura, con el propósito de observar el nivel de adaptación del mismo hacia otras configuraciones. Los resultados mostraron que el modelo propuesto presenta porcentajes de error de estimación con respecto a los datos experimentales de entre 2% a 25%.

ABSTRACT

In this work, the basis of a methodology for the estimation of damage accumulation in laminate composite materials is presented. The methodology was developed through the analysis and study of the influence of the laminate design variables on the accumulation of damage.

A comparative analysis was conducted between models and methods of estimation of the damage reported in the literature, in order to identify that better fits the experimental data; then, consider it as the base model to modify in order to include the effect of the laminate design variables. A parametric study was conducted in order to experimentally assess the effect of design variables on the material damage curve. Nine laminate configurations were proposed for the parametric study of two main design variables: fiber orientation and stacking sequence. However, two more variables (fraction of fiber volume and maximum force applied in the load cycle) were included for the calculation of a correction factor in the modification of the model.

The modified model, which involves the effect of the laminate design variables on the damage accumulation, allows the estimation of the damage accumulation in laminated composite materials for the proposed configurations subjected to low-cycling dynamic loads. The base model showed a better correlation with the experimental data when compared those showed by the modified model developed in this work; however, the advantage of the modified model is that can be extended to similar laminate configurations with good correlation, using the parameters A y B obtained from the experimental data acquired in this work.

The behavior of the model was analyzed by assessing the damage accumulation for laminates reported in the literature, in order to observe its adaptation level on configurations distinct to those tested in this work. The results showed that the modified model presents percentages of estimation error ranging from 2% to 25%, respect to experimental data reported in the literature.

CONTENIDO

INTRODUCCIÓN	6
ESTADO DEL ARTE.....	10
2.1 Materiales compuestos	10
2.1.1 Matriz y refuerzo	11
2.1.2 Interfaz.....	11
2.2 Daño en compuestos laminados.....	12
2.2.1 Medición de daño.....	13
2.2.2 Fatiga	15
2.2.3 Acumulación de daño en laminados	17
2.2.4 Mecanismos de falla	18
2.3 Modelos de daño	21
2.4 Conclusiones del estado del arte	31
2.5 Objetivos	32
2.5.1 General	32
2.5.2 Específicos	32
2.6 Especificaciones	32
MARCO TEÓRICO	34
3.1 Teoría de laminados.....	34
3.2 Mecánica de laminados	36
3.3 Falla progresiva	38
3.4 Estimación de daño en materiales compuestos.....	39
3.5 Regresión lineal múltiple	40
DISEÑO EXPERIMENTAL.....	42
4.1 Diseño del experimento.....	43
4.1.1 Especificaciones y propiedades del material.....	44
4.1.2 Diseño geométrico de las probetas.....	46
4.2 Manufactura de laminados de estudio.....	47
4.2.1 Manufactura	47
4.3 Diseño paramétrico	52
PRUEBAS EXPERIMENTALES	53
5.1 Caracterización estática de los laminados.....	53
5.2 Pruebas a fatiga	55
5.2.1 Programa para la máquina de fatiga	57
DESARROLLO DEL MODELO	61
6.1 Comparación entre modelos de la literatura	61
6.1.1 Modelo de estimación daño de Wu y Yao.....	64

6.1.2 Datos iniciales para el desarrollo del modelo	65
6.2 Metodología de desarrollo del modelo empírico	66
6.2.1 Tratamiento de datos iniciales	69
6.3 Validación del modelo	71
6.4 Verificación del modelo: casos de estudio	75
6.5 Análisis y discusión.....	77
CONCLUSIONES.....	80
7.1 Trabajos futuros y recomendaciones	81
REFERENCIAS	82
ANEXO A: ENSAYOS DE TENSIÓN	86
Laminado A1	86
Laminado A2	87
Laminado A3	88
Laminado B1	89
Laminado B2	90
Laminado C1	91
Laminado C2	92
Laminado C3	93
ANEXO B: ENSAYOS DE FATIGA	94
Laminado A1	94
Laminado A2	97
Laminado A3	100
Laminado B1	103
Laminado B2	105
Laminado C1	108
Laminado C2	111
Laminado C3	114

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: a) refuerzo, b) matriz, c) material compuesto, modificado de [23].	10
Figura 2: Comparación entre acero, aluminio y compuestos.	12
Figura 3: Tipos de cargas; a) estáticas, b) dinámicas, modificado de [28].	15
Figura 4: Forma de carga cíclica, modificado de [28].	15
Figura 5: Comparación de la acumulación de daño en función del número de ciclos normalizados a fatiga para un material compuesto laminado y un metal, modificado de [36].	17
Figura 6: Mecanismos de falla en compuestos, a) rotura de fibras, b) pandeo de fibras, c) debonding, d) agrietamiento de la matriz, e) delaminación [37].	19
Figura 7: Proceso de degradación de los materiales compuestos laminados sometidos a fatiga, modificado de [38].	20
Figura 8: Evolución de daño en función de la degradación de a) las propiedades elásticas y b) la disipación de energía, modificado de [13].	27
Figura 9: Estructura de un material compuesto laminado [22].	34
Figura 10: Efecto de la orientación de las fibras sobre la resistencia a la tensión del compuesto [54].	35
Figura 11: Desplazamientos de la placa [56].	37
Figura 12: Ejemplo de la notación de secuencia de apilado en laminados [56].	38
Figura 13: Curva de tensión - deformación de un laminado multidireccional sometido a tracción uniaxial analizando la falla progresiva [57].	39
Figura 14: Gráficas de la evolución del daño estimadas por el modelo de Shiri et al [17] a partir del daño por la degradación de E en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta del laminado C1A [18].	43
Figura 15: Esquema para el desarrollo del modelo basado en las configuraciones de diseño del material compuesto.	44
Figura 16: Influencia del tipo y cantidad de refuerzos en el desempeño de los materiales compuestos [22].	45
Figura 17: Geometría de las probetas del material compuesto para los ensayos de tensión y fatiga.	47
Figura 18: Proceso de manufactura para los laminados utilizados en el estudio. 1. Preparación de los materiales, 2. Preparación de la mezcla de resina, 3. Armado del laminado, 4. Armado del molde que contendrá el laminado, 5. Aplicación de vacío, 6. Extracción del laminado.	48
Figura 19: Probetas obtenidas a partir del laminado A3.	49
Figura 20: Malla de variación en el espesor que presenta el laminado A3.	50
Figura 21: Gráficas esfuerzo-deformación a tensión axial de las probetas del laminado A3 (Anexo A).	54
Figura 22: Máquina de ensayos universal MTS 810.	55
Figura 23: Esquema de la secuencia de cargas para el análisis de fatiga.	55
Figura 24: Programa para los ensayos de fatiga.	58
Figura 25: Probeta A2B, a) antes del ensayo de fatiga, b) después del ensayo de fatiga.	59
Figura 26: Monitoreo del módulo de elasticidad de las probetas del laminado A2 (Anexo B).	59
Figura 27: Comparación de la estimación del daño entre los modelos seleccionados y los datos experimentales.	62
Figura 28: Gráfica del porcentaje de estimación de los modelos de daño estudiados con respecto a los datos experimentales de los laminados de estudio.	63
Figura 29: Gráfica de la correlación obtenida por los modelos considerados con respecto a los datos experimentales, a) configuración A1 y b) configuración B1.	64

Figura 30: Curvas de daño obtenidas a partir del modelo de Wu y Yao [14], de los laminados considerados en el presente trabajo.....	66
Figura 31: Comportamiento del parámetro B de las 9 configuraciones de laminados estudiados con respecto a la fracción de volumen de fibras y fuerza máxima aplicada en el ciclo de carga; a) estimación del comportamiento inicial y b) comportamiento al reducir el error.	67
Figura 32: Esquema del procedimiento a seguir para establecer la variante del modelo de estimación de daño.	67
Figura 33: Variación de B con respecto a las variables de diseño a) secuencia de apilado y b) orientación de las láminas.	69
Figura 34: Variación de A con respecto a las variables de diseño a) secuencia de apilado y b) orientación de las láminas.	70
Figura 35: Comparación entre el modelo propuesto y el modelo de Wu y Yao [14], laminado a) A1, b) A2 y c) A3.	72
Figura 36: Comparación entre el modelo propuesto y el modelo de Wu y Yao [14], laminado a) B1, b) B2 y c) B3.	73
Figura 37: Comparación entre el modelo propuesto y el modelo de Wu y Yao [14], laminado a) C1, b) C2 y c) C3.	74
Figura 38: Comparación entre correlaciones promedio obtenidas por medio del modelo propuesto y el modelo de Wu y Yao [14].	75
Figura 39: Gráficas de comparación de la correlación obtenida para los datos experimentales reportados en la literatura.	76

LISTA DE TABLAS

Tabla 1: Porcentaje de error relativo en la vida útil por fatiga estimado por diferentes modelos para laminados de vidrio vidrio/epoxy, traducido de [45].	29
Tabla 2: Resumen de los trabajos revisados dentro del estado del arte.	30
Tabla 3: Configuraciones de los laminados para el estudio paramétrico experimental [18].	42
Tabla 4: Valores de los coeficientes del modelo de Shiri et al [17] para el daño de cada probeta del laminado C1A [18].	43
Tabla 5: Ficha técnica reducida del material “4.7 oz. Uni-Web unidirectional carbon fiber” [60].	45
Tabla 6: Descripción del compuesto laminado.	46
Tabla 7: Requisitos geométricos de la probeta de material compuesto de acuerdo a la norma ASTM D3039 [61] para los ensayos de tensión y fatiga.	46
Tabla 8: Número de probetas obtenidas por laminado.	49
Tabla 9: Geometría de las probetas obtenidas del laminado A3.	49
Tabla 10: Valores de fracción de volumen de fibras y resina presentes en las probetas del laminado A3.	51
Tabla 11: Diseño paramétrico para el desarrollo del modelo de daño.	52
Tabla 12: Propiedades mecánicas de las probetas del laminado A3 [+15/-15/0]s (Anexo A).	54
Tabla 13: Procedimiento para determinar el porcentaje de fuerza de ruptura del laminado A2 (Anexo B).	56
Tabla 14: Parámetros para los ensayos de fatiga (Anexo B).	57
Tabla 15: Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado A2 (Anexo B).	57
Tabla 16: Datos del programa para las pruebas de fatiga del laminado A2B (Anexo B).	58
Tabla 17: Descripción del procedimiento del método a seguir.	68
Tabla 18: Coeficientes del análisis para A	70
Tabla 19: Coeficientes del análisis para B	71
Tabla 20: Correlación obtenida de los datos reportados en la literatura al aplicarles el modelo modificado para la obtención de la curva de daño.	75

CAPÍTULO 1

INTRODUCCIÓN

Los materiales compuestos se obtienen a partir de la combinación de dos o más materiales con el propósito de disminuir las desventajas de los mismos, combinando sus propiedades para generar materiales con buen comportamiento bajo condiciones específicas. Los laminados son una de las presentaciones que tienen los materiales compuestos, los cuales se integran al apilar n número de capas apiladas una sobre otra [1]. Los laminados compuestos son utilizados en las áreas de la ingeniería aeroespacial, transporte y construcción debido a la buena relación resistencia/peso entre otros comportamientos físico-mecánicos que presentan a diferencia con los materiales convencionales como el acero [2].

En general, cuando un material compuesto es sometido a cargas cíclicas, las propiedades mecánicas del material se van degradando gradualmente debido al desarrollo de diversos mecanismos de falla (agrietamiento de matriz/fibras, delaminación, rotura de fibras, entre otros.). Al desarrollo de estos defectos o imperfecciones que alteran las condiciones funcionales y de trabajo del material se le conoce como daño [1] [3]. El desarrollo de las fallas se da de forma gradual de tal forma que el inicio de una falla es el detonante de otro tipo de falla, lo que puede llegar a generar fallas catastróficas las cuales son difíciles de predecir o en ciertas ocasiones impredecibles [3]. El estudio del desarrollo del daño en los materiales se puede entender como un seguimiento a la modificación de las propiedades del material mediante métodos inversos suponiendo una variable de entrada y salida, donde las modificaciones que presente la variable de salida se deben a la presencia y desarrollo del daño [4].

A diferencia de los metales, el daño en los materiales compuestos aparece de manera temprana a la aplicación del ciclo de cargas y la extensión de las zonas de daño crece de manera constante. El tipo de daño en estas zonas puede cambiar, por ejemplo, pequeñas grietas de la matriz que conducen a delaminaciones de gran tamaño. El deterioro gradual de un material compuesto con pérdida de rigidez en

las zonas dañadas, conduce a una redistribución continua de esfuerzos y una reducción de las concentraciones de esfuerzos dentro de un componente estructural. Como consecuencia, una evaluación del estado real o una predicción del estado final (cuándo y dónde se espera una falla final) requiere la simulación de la ruta completa de estados de daño sucesivos [5]. Para entender el comportamiento de los materiales compuestos al ser sometidos a fatiga, se han realizado diferentes investigaciones enfocadas en el estudio del desarrollo del daño [6] [7] [8] [9] [10].

La estimación y estudio del daño en materiales compuestos es un tema complejo que aún se encuentra en desarrollo, se han realizado diversas investigaciones sobre metodologías para la estimación y estudio de la acumulación del daño en compuestos [11] [12] [13], así también, se han propuesto diferentes modelos para estimar la acumulación y desarrollo del daño en compuestos para comprender el comportamiento del material al ser sometido a cargas cíclicas de amplitud variable/constante [14] [15] [16] [17].

A pesar de que ya se cuenta con modelos para realizar una estimación de la acumulación del daño con un buen porcentaje de veracidad y repetitividad, todavía existen incógnitas sobre las variables de mayor importancia en el desarrollo del daño. Los modelos ya establecidos se generan a partir de datos experimentales para configuraciones específicas, lo cual dificulta la adaptación del modelo a otras configuraciones por lo que se requiere de la modificación del modelo o de la retroalimentación de nuevos datos experimentales [14] [15]. El desarrollo de modelos basados en variables de diseño del material compuesto permite la adaptación de estos a diferentes configuraciones con un buen porcentaje de estimación de daño. En este trabajo se desarrollan las bases para una metodología de estimación de acumulación de daño en materiales compuestos laminados en función de las variables de diseño.

Se realizó una evaluación de los modelos para la estimación del daño reportados en la literatura, para identificar aquél con mejor aproximación para tomarlo como referencia para el desarrollo de un modelo que involucre a las variables de diseño del laminado en la acumulación del daño. Se realizó un estudio paramétrico basado en el estudio presentado por Alcudia [18], quien realizó

recomendaciones de diseño en compuestos laminados a partir del efecto observado en la curva de daño del material al modificar las variables de diseño.

Se utilizó un material compuesto laminado con refuerzos de fibras unidireccionales de carbono y una matriz polimérica; la configuración del laminado es simétrica para obtener un material balanceado con seis capas. El proceso de manufactura de los laminados estudiados se realizó con base en la metodología presentada por Alcudia [18]. Para el análisis paramétrico se usaron nueve configuraciones para el estudio de dos variables de diseño (orientación de fibras y secuencia de apilado) y su influencia en la curva de daño del laminado. Se realizaron pruebas de caracterización estática del material bajo las recomendaciones de la norma ASTM D3039 [19]. Asimismo, para el estudio del daño del material, se realizaron pruebas de fatiga de bajo ciclaje y amplitud constante bajo las recomendaciones de la norma ASTM D3479 [20].

Se consideró el desarrollo del modelo en función de las variables de diseño en el material para obtener un modelo que describa el comportamiento de la curva de daño para las configuraciones propuestas. Además, se estudió el comportamiento del modelo aplicándolo a configuraciones de laminados presentados en la literatura para observar el nivel de adaptación del mismo. El modelo obtenido permite realizar una estimación de la acumulación del daño en materiales compuestos laminados para las configuraciones de laminados presentados al ser sometidos a cargas dinámicas de bajo ciclaje.

En el Capítulo 2 se presenta el estado del arte, el cual está organizado en seis secciones correspondientes a conceptos generales e introductorios para entrar en contexto del trabajo presentado. También se presenta una breve descripción de los trabajos reportados en la literatura con información pertinente y aporte al desarrollo de este trabajo. Se muestra un resumen de los trabajos más relevantes (sus ventajas y desventajas), así como de las conclusiones formuladas a partir del estudio de los trabajos reportados en la literatura. Por último, se presentan los objetivos planteados, así como las especificaciones del trabajo a desarrollar.

En el Capítulo 3 se presenta el marco teórico, el cual consta de cinco secciones donde se abordan temas de importancia para el desarrollo de este

trabajo, estos temas dan paso al entendimiento del desarrollo y los conceptos que forman parte de la base de la presente investigación.

En el Capítulo 4 se presenta el diseño experimental; este capítulo se divide en tres secciones, en las cuales se explica el diseño del experimento que se llevó a cabo para el desarrollo del presente trabajo, la manufactura de los materiales utilizados para los datos experimentales y el diseño paramétrico de las variables a considerar dentro del desarrollo de la investigación.

En el Capítulo 5 se presentan las pruebas experimentales, el cual se divide en dos secciones, en este capítulo se describen las pruebas de tensión y fatiga a las cuales se sometieron los materiales para la obtención de los datos experimentales requeridos para el desarrollo de este trabajo.

En el Capítulo 6 se presenta el desarrollo del modelo; éste capítulo se divide en cinco secciones, abordando temas desde el análisis y estudio de modelos y metodologías hasta la verificación y validación del modelo. También se presenta un análisis y discusión de los resultados obtenidos.

Finalmente, en el Capítulo 7 se presentan las conclusiones de la presente investigación.

CAPÍTULO 2

ESTADO DEL ARTE

En este capítulo se presenta una descripción de antecedentes y conceptos sobre materiales compuestos, de igual manera, se describen los trabajos de relevancia encontrados en la literatura con respecto al tema, estos trabajos sirven como base para establecer conclusiones sobre lo que se ha hecho, como se hizo y que se necesita hacer con respecto al tema de investigación.

2.1 Materiales compuestos

Los materiales compuestos suelen ser empleados para sustituir materiales convencionales (por ejemplo, metales) en diversas aplicaciones, debido a que los materiales compuestos presentan cierta versatilidad en cuanto a diseño y a la relación y comparación de sus propiedades mecánicas. Desde la primera patente presentada en 1916 por Robert Kemp sobre materiales compuestos para aplicación estructural en aeronaves, se comprobó la funcionalidad de la aplicación de los materiales compuestos en la creación de *radomos* en la segunda guerra mundial [21].

Se les conoce como materiales compuestos a aquellos conformados por dos o más materiales (fases) como se muestra en la Figura 1. En esencia, es combinar un material que funge como matriz con otro u otros que serán el refuerzo para obtener un material con mejores propiedades mecánicas dependientes del material utilizado como matriz y refuerzo [22]. Esto significa que el material será diseñado de acuerdo a las propiedades que se deseen obtener. Pero para llegar a un diseño óptimo para cierta aplicación se deben realizar diversas pruebas del material y su desempeño.

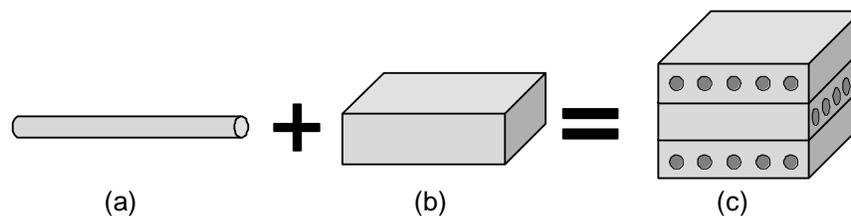


Figura 1: a) refuerzo, b) matriz, c) material compuesto, modificado de [23].

2.1.1 Matriz y refuerzo

La matriz en un compuesto es la fase continua; engloba y sostiene los elementos de refuerzo, otorgando consistencia y continuidad al material, se encarga de:

- aglutinar los refuerzos,
- transferir las cargas aplicadas sobre la matriz hacia los refuerzos,
- proteger la superficie de los refuerzos de la abrasión mecánica,
- proveer al refuerzo de una barrera contra los efectos del medio ambiente tales como la humedad,
- en caso de que el material esté reforzado con fibras, la matriz debe proveer soporte lateral contra la posibilidad de pandeo de las mismas bajo cargas de compresión [23].

Los tipos de matriz se clasifican en: polimérica, cerámica y metálica. Las matrices poliméricas son las más usadas debido a su baja densidad, excelentes propiedades a temperatura ambiente, facilidad de conformado y costos relativamente bajos.

Los refuerzos pueden ser partículas, fibras o elementos estructurales y son la fase encargada de:

- añadir al material propiedades estructurales, mecánicas, eléctricas, entre otros,
- soportar y distribuir la carga en el material compuesto [23].

2.1.2 Interfaz

La interfaz es la superficie que hay entre la matriz y el refuerzo, es decir, el área de adhesión entre ambos. La interfaz juega un papel muy importante ya que, si la unión entre las fases es buena, la carga aplicada sobre el compuesto se transfiere desde la matriz hacia los refuerzos. Si la unión es deficiente, las fibras no cumplirán el papel de refuerzo y tendrán tendencia a salir de la matriz [23]. La unión entre los constituyentes de un material compuesto puede ser de cuatro tipos; unión mecánica, electrostática, química o mediante interdifusión.

Generalmente en compuestos donde el refuerzo está conformado por fibras se alcanza una mejor resistencia a la fatiga, rigidez y relación resistencia-peso al

incorporar fibras resistentes y rígidas, en una matriz más blanda y dúctil, como lo son los compuestos con matriz polimérica (epóxica) reforzados con fibra de vidrio (GFRP, por sus siglas en inglés). En la Figura 2 se presenta una comparación entre los materiales convencionales y los compuestos respecto de cuatro propiedades.

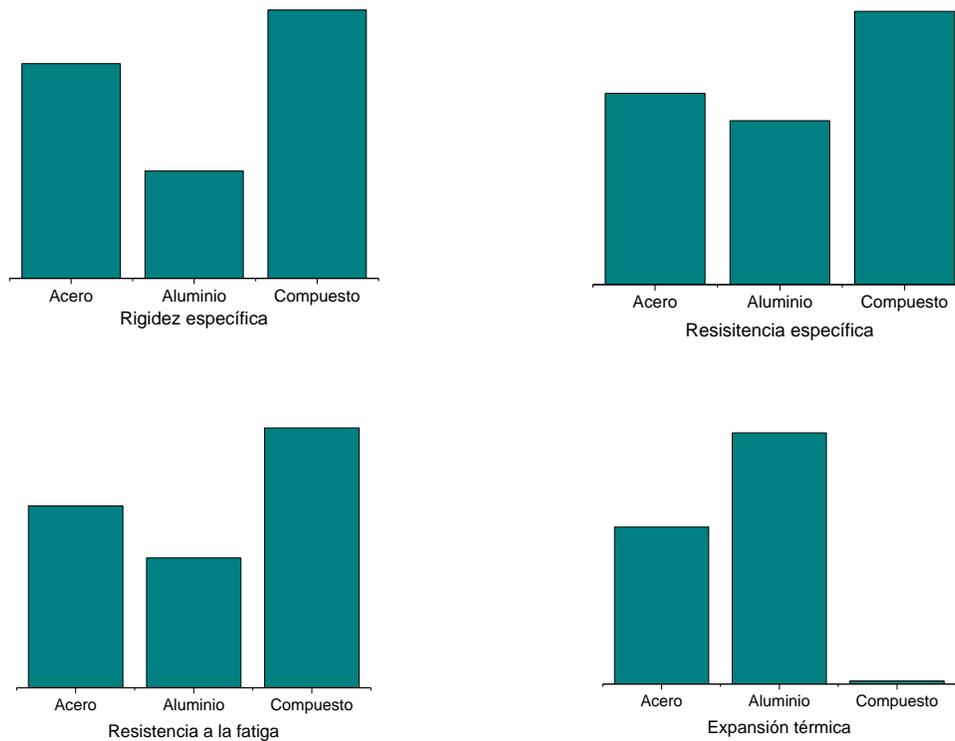


Figura 2: Comparación entre acero, aluminio y compuestos.

Cabe señalar que las propiedades de los compuestos están en función de las propiedades de sus fases, sus porcentajes relativos, de la geometría del refuerzo; tamaño, forma, distribución y orientación, entre otros [22].

2.2 Daño en compuestos laminados

El análisis de la resistencia y la deformación de materiales no es un fin en sí mismo. Su objetivo es predecir la capacidad de servicio, la confiabilidad, así como determinar la capacidad de fabricación tanto de las estructuras y componentes como de los diseños propuestos [22].

La definición mecánica de daño en materiales sólidos se refiere a la aparición y crecimiento de microfisuras, relacionado con deformaciones plásticas o

irreversibles, en general, con una propagación de deformación, ya sea a macroescala o microescala [24]. El resultado del daño es un deterioro del material a partir de la iniciación de micro defectos que conducen a la falla debido a su acumulación y crecimiento. Sin embargo, también se deben tener en cuenta las imperfecciones iniciales del material o defectos pre-existentes, las cuales son ocasionadas en el proceso de manufactura [18]. El daño puede entenderse intuitivamente por imperfección, defecto o falla que perjudica las condiciones funcionales y de trabajo en los materiales [4]. Los materiales compuestos se pueden modelar como sistemas con excitaciones de entrada y señales medibles de salida. En este contexto, el daño puede considerarse como una excitación adicional que resulta en el flujo de energía y la transformación, lo que ocasiona modificaciones de las señales de salida. Por lo tanto, la detección de daños es un problema inverso. El daño también puede considerarse como una modificación de las propiedades del material y/o parámetros estructurales [4].

2.2.1 Medición de daño

Cuando se presenta el daño en los materiales, este modifica propiedades, siete de ellas se enuncian a continuación:

- disminuye el módulo de elasticidad
- disminuye el límite elástico antes o después del endurecimiento
- disminuye la dureza
- aumenta la velocidad de deformación por deformación progresiva
- disminuye la velocidad de las ondas ultrasónicas
- disminuye la densidad
- aumenta la resistencia eléctrica.

Algunos de estos efectos son usados para evaluar el daño mediante métodos inversos de estimación [1] [4].

Al igual que los materiales convencionales, los materiales compuestos sufren degradación de sus propiedades mecánicas por su aplicación o la exposición a las condiciones del medio ambiente. El daño en los materiales compuestos se genera por acumulación de diversos mecanismos que van degradando el material hasta

llegar a la rotura del mismo, es decir; cuando ocurre la falla. La acumulación del daño debido a cargas cíclicas es uno de los detonantes que conducen al fallo estructural del material [25].

Las propiedades del material y los parámetros físicos deben extraerse para evaluar el daño. Se han realizado diversas investigaciones de metodologías diferentes para la detección y seguimiento del desarrollo de daño en compuestos [4] [12] [13] [16] [26]. En conjunto, estos métodos se pueden clasificar en enfoques basados en modelos y en señales. Los métodos basados en la vibración a menudo utilizan parámetros físicos y/o modales, obtenidos de modelos físicos, para la detección de daños. Los modelos también son esenciales cuando se monitorean las cargas para obtener información sobre el uso estructural. Los métodos a partir de señales se basan en varios tipos de mediciones directas y/o indirectas, como ruido, vibración, ultrasonido o temperatura [4].

Los enfoques basados en modelos y señales requieren técnicas de procesamiento de señales y del análisis de los cambios en estos modelos, observar los datos relevantes para el daño y establecer características del desarrollo del daño, para posteriormente obtener una relación entre estas características y la aparición del daño en el material. Si se desea establecer una definición conceptual del daño en los materiales se debe contemplar una variable adimensional x , la cual depende de los ciclos de carga n aplicados al material y los ciclos a la falla Nf del mismo; $x = n/Nf$. De tal forma que se establece una medida de daño adimensional D (parámetro de daño), con valores de 0 a 1. Donde $D = f(x)$, $f(0) = 0$, $f(1) = 1$. También se debe establecer un estado inicial de daño, el cual depende de alguna propiedad del material estudiado, entonces $f(0) = a$ estado inicial, $f(1) = 1 + a$ estado final (falla). Por lo tanto, el daño en el material está en función de la degradación de las propiedades medidas durante la aplicación de ciclos carga, tal que $dD/dx = 1 - kD$, donde k depende de parámetros experimentales del material [27].

2.2.2 Fatiga

Durante el servicio, un material se somete a diferentes cargas, las cuales se pueden dividir en dos tipos: estáticas (estacionarias) y dinámicas (cíclicas o transitorias) dependiendo de si varían o no con el tiempo (ver Figura 3).

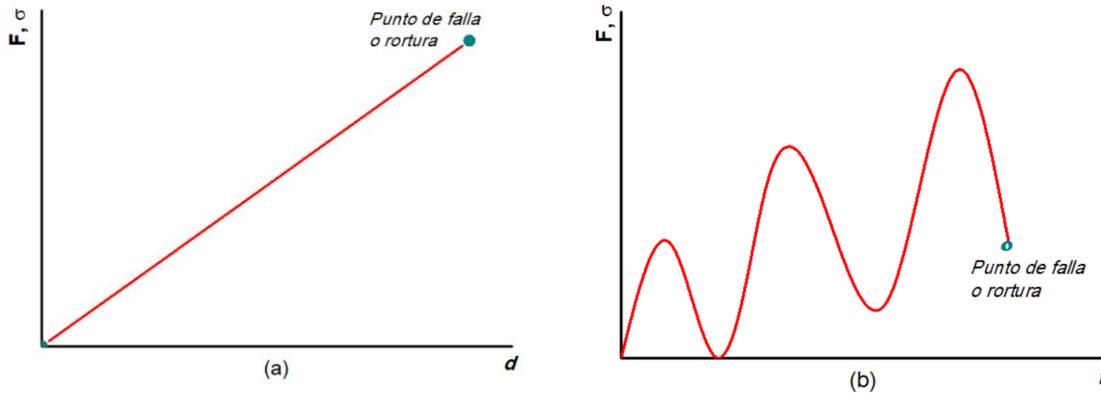


Figura 3: Tipos de cargas; a) estáticas, b) dinámicas, modificado de [28].

Donde en el caso de las cargas estáticas, implica un diseño y análisis para resistencia. Mientras que, para cargas dinámicas, implica un diseño y análisis para duración. Del estudio de cargas dinámicas se desprenden diferentes configuraciones de carga. En la Figura 4 se puede apreciar un ejemplo de carga cíclica o periódica, donde σ_{max} es el esfuerzo máximo, σ_{min} es el esfuerzo mínimo, σ_m es el esfuerzo medio, σ_a es la amplitud de esfuerzo y $\Delta\sigma$ es el diferencial de esfuerzo.

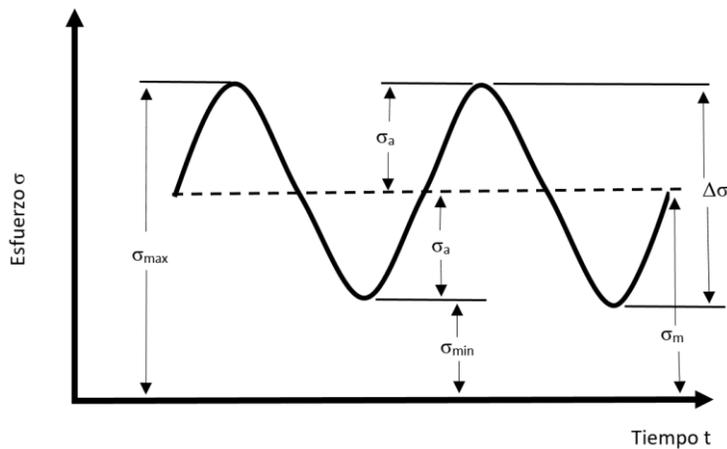


Figura 4: Forma de carga cíclica, modificado de [28].

La fatiga es el fenómeno de degradación de las propiedades de un material a causa de la aplicación de cargas que fluctúan con el tiempo, la cual resulta en una falla denominada falla por fatiga [29]. Dicho de otra forma, la fatiga es la pérdida de la resistencia mecánica medida en el módulo de elasticidad de un material, al ser sometido largamente a esfuerzos repetidos y oscilatorios.

Existen registros sobre estudios a fatiga a partir del siglo XIX con las investigaciones de W. Albert [30], ingeniero de minas que sometió cadenas elevadoras a cargas y descargas sucesivas. Posteriormente con la llegada de la Segunda Revolución Industrial y el ferrocarril, donde la fatiga empezó a presentarse como un problema mayor, August Wohler [31] realizó diversos ensayos para determinar las causas del fallo de los ejes de los ferrocarriles y obtuvo las primeras conclusiones sobre la fatiga:

- a) La resistencia a fatiga del material dependía del número de ciclos y rango de las cargas a las que se somete, más que de la tensión máxima alcanzada.
- b) Los aceros y aleaciones férricas presentaban una tensión por debajo de la cual no se producía el fallo.

A partir de estos trabajos comenzaron a aparecer conceptos como la curva de tensión / número de ciclos (S-N), la influencia de concentradores de tensión tales como agujeros, cambios bruscos de sección, entre otras variaciones, las cuales han sido tema de estudio en diversos trabajos de investigación [32] [33] [34] para comprender el fenómeno de fatiga y su efecto en los materiales.

A diferencia de la evolución de daño en metales, en los materiales compuestos aparece de manera temprana a la aplicación del ciclo de cargas. El tipo de daño puede cambiar; por ejemplo, pequeñas grietas de la matriz que conducen a delaminaciones de gran tamaño. El deterioro gradual de un material compuesto con pérdida de rigidez en las zonas dañadas, conduce a una redistribución continua de esfuerzos y una reducción de las concentraciones de esfuerzos dentro de un componente estructural. Como consecuencia, una evaluación del estado real o una predicción del estado final (cuándo y dónde se espera una falla final) requiere la simulación de la ruta completa de estados de daño sucesivos [5]. Para entender el

comportamiento de los materiales compuestos al ser sometidos a fatiga, se han realizado diferentes investigaciones enfocadas en el estudio del desarrollo del daño [6] [7] [8] [9] [10], en las cuales se ha documentado el comportamiento que presentan los materiales compuesto respecto al ciclo de carga aplicado y la evolución de la acumulación del daño en compuestos.

2.2.3 Acumulación de daño en laminados

Cuando un material es sometido a fatiga, sus propiedades disminuyen (se degradan) hasta llegar al punto de rotura o falla. Esta es la consecuencia de la aparición de grietas en un material “convencional”, las cuales evolucionan hasta debilitarlo completamente. En una primera fase aparecen micro grietas en las zonas más desfavorables del elemento, tales como concentradores de tensión, de tal forma que con la aplicación sucesiva de carga las grietas nuclearán para seguir creciendo si la carga y las condiciones lo permiten [35]. Si se compara la acumulación del daño por fatiga en un material homogéneo con la que se presenta en un laminado, se observa que el proceso de degradación es distinto en ambos materiales, como se muestra en la Figura 5.

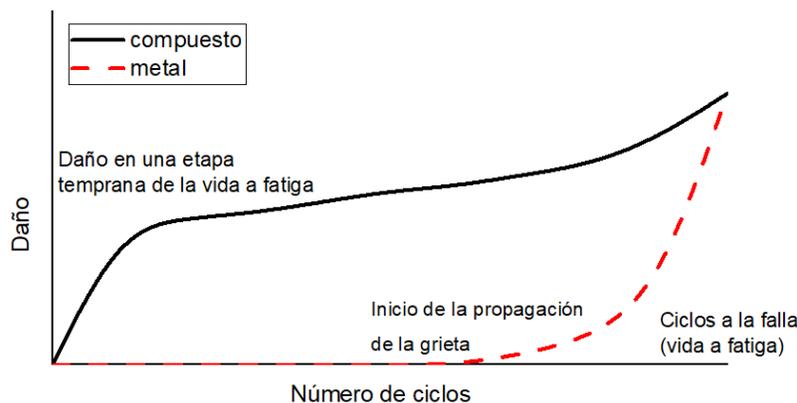


Figura 5: Comparación de la acumulación de daño en función del número de ciclos normalizados a fatiga para un material compuesto laminado y un metal, modificado de [36].

La heterogeneidad del material es el factor principal que marca la respuesta del material cuando es sometido a cargas cíclicas. La anisotropía influye en el desarrollo del daño por fatiga, ya que propicia un efecto de una compleja distribución interna de tensiones asociadas a la degradación. Debido a estas características es

difícil reflejar de manera eficiente las consecuencias de la acumulación de daño por fatiga en materiales compuestos laminados.

De la misma manera que en los materiales tradicionales, los materiales compuestos sufren degradación de sus propiedades mecánicas, ya sea debido a la aplicación de cargas o a la exposición a las condiciones del medio ambiente. El daño en los materiales compuestos se genera por acumulación de diversos mecanismos que van degradando el material hasta llegar a la rotura del mismo, es decir; cuando ocurre la falla. La acumulación del daño debido a fatiga es uno de los detonantes que conducen al fallo estructural del material.

2.2.4 Mecanismos de falla

Al someter un compuesto laminado a cargas cíclicas (daño por fatiga) se pueden observar principalmente dos fenómenos estructurales: a) la degradación de la rigidez del elemento a lo largo de la aplicación de los ciclos de carga y b) la rotura de la pieza al cabo de un número de ciclos de aplicación de carga. Estos fenómenos son causados por un conjunto de mecanismos de falla a nivel micro-estructural que van apareciendo en diferentes puntos del material durante la aplicación de los ciclos de carga. La acumulación de estos mecanismos causa la degradación de las propiedades mecánicas del material [37].

El desarrollo de los mecanismos de falla en el material compuesto depende tanto de las propiedades de los materiales constituyentes y configuración estructural (configuración del laminado) como de las características de la carga aplicada. Pàges *et al* [37] enlistaron los mecanismos de falla identificados como los de mayor relevancia en materiales compuestos, como se presentan a continuación:

- rotura de fibras (ver Figura 6a)
- pandeo de la fibra bajo esfuerzos de compresión (ver Figura 6b)
- rotura de la interfaz entre la fibra y la matriz (“*debonding*”) (ver Figura 6c)
- formación de grietas en la matriz (ver Figura 6d)
- desprendimiento entre láminas adyacentes o delaminación (ver Figura 6e)

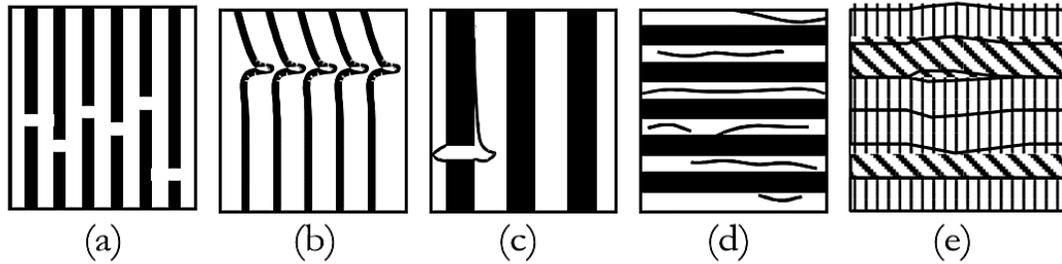


Figura 6: Mecanismos de falla en compuestos, a) rotura de fibras, b) pandeo de fibras, c) debonding, d) agrietamiento de la matriz, e) delaminación [37].

Reifsneider *et al* [38] presentaron el proceso de degradación del material a través de una curva de daño acumulado; presentaron la curva en función del número de ciclos transcurridos y se basaron en datos obtenidos mediante pruebas experimentales no destructivas. En este proceso se reconoce la existencia de diferentes etapas en las que predominan ciertos mecanismos de falla (ver Figura 7):

- Etapa temprana: el daño se acumula rápidamente durante los primeros ciclos y es dominada por la aparición de múltiples grietas en la matriz, por lo cual, conforme aumenta la cantidad de ciclos la densidad de estas grietas aumenta.
- Etapa media: se tiene una razón de crecimiento de daño lento y estable, se presentan la desunión de las interfaces entre las fibras y la matriz. Además, las puntas de las grietas de la matriz se consideran concentradores de esfuerzos que ocasionan delaminaciones locales.
- Etapa final: por último, ocurre la ruptura de las fibras que aún soportaban la carga causando la falla final.

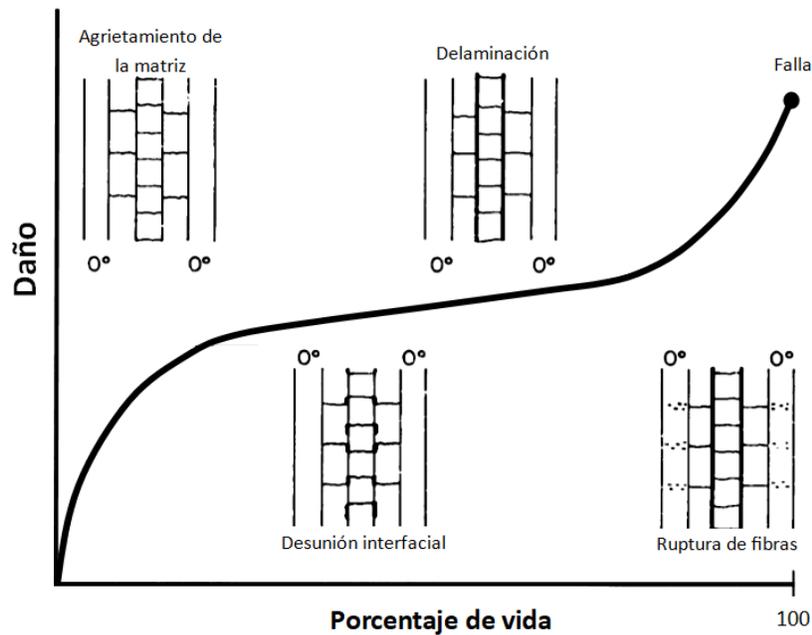


Figura 7: Proceso de degradación de los materiales compuestos laminados sometidos a fatiga, modificado de [38].

Es posible estimar la vida del material y su comportamiento con base en el estudio del daño. Los métodos de estimación se basan en herramientas y modelos que arrojan resultados de predicción de acumulación de daño con correlaciones cercanas a los datos experimentales.

Broutman y Sahu [39] estimaron la progresión del daño en laminados de con orientación de fibras cruzadas mediante pruebas de fatiga. Talreja *et al* [40] desarrollaron diagramas ϵ -N basados en diagramas de estimación de vida a la fatiga (diagramas s - n), los cuales, según su investigación, podían predecir el comportamiento a fatiga de compuestos laminados. Razvan *et al* [11] observaron la progresión del daño experimentalmente, concluyendo que los mecanismos de daño dependen del nivel de carga aplicado.

Así también, Wey *et al* [41] utilizaron imágenes ultrasónicas en compuestos laminados para estimar la progresión del daño retomando el principio de Broutman y Sahu [39]. Mayer *et al* [42] realizaron un análisis en el cual determinaron los mayores mecanismos de daño en materiales compuestos laminados en función de su vida de servicio. Rodríguez [43], Djabalia *et al* [44] y Patterson *et al* [45] observaron y caracterizaron con pruebas mecánicas el comportamiento del material bajo cargas cíclicas a diferentes porcentajes de esfuerzo; determinaron que las

evaluaciones basadas en la deformación de estructuras compuestas dañadas pueden conducir a predicciones de propiedades remanentes más precisas que las realizadas utilizando técnicas de inspección tradicionales. Carraro *et al* [46] desarrollaron un método para la predicción de la evolución de la densidad de fisuras en laminados simétricos multidireccionales sometidos a cargas cíclicas, el cual validaron con datos experimentales. Así también existen investigaciones basadas en modelos de estimación de daño desarrollados por otros autores que permiten una perspectiva diferente al analizar y verificar su factibilidad en la estimación de daño en compuestos laminados [47] [13] [48].

2.3 Modelos de daño

Es clara la necesidad de consolidar los conocimientos previos para tener criterios homologados, los cuales permitan incrementar el nivel de confianza en el uso de los criterios de falla, además del despliegue de sólidas capacidades de modelado para materiales compuestos de polímeros reforzados con fibra, como un medio económico de diseñar estructuras livianas pero resistentes y perdurables.

Las estrategias para estimar la esperanza de vida de un material a partir del desarrollo del daño en compuestos sometidos a fatiga, pueden dividirse principalmente en tres categorías, tomando en cuenta el nivel estructural de estudio del daño [37]:

- Modelos empíricos o macroscópicos.
- Modelos mecanicistas o microscópicos.
- Modelos a nivel de lámina.

En los modelos basados en la macro-mecánica, el punto de partida es conocer sus curvas S-N o de Whöler, que relacionan la tensión máxima de una carga de amplitud constante “S” con el número de ciclos necesarios para llegar al umbral de su comportamiento elástico “N”. Es necesario disponer de ensayos experimentales de probetas fabricadas exactamente del mismo material del cual se quieren conocer las propiedades a fatiga. Se pueden abordar gran cantidad de problemas como: estimación de la esperanza de vida a un elevado número de ciclos, estimación de la progresión de la resistencia residual y la rigidez residual,

entre otros. El principal inconveniente de estos modelos es la necesidad de una gran experimentación para alcanzar una completa caracterización del comportamiento a fatiga del material, ya que al cambiar los materiales de fase (matriz y refuerzo) se tienen que volver a correr todas las pruebas.

En los modelos basados en la micromecánica se describen los sucesos elementales de fallo a nivel microscópico, los cuales son: la acumulación, interacción y propagación del daño hasta la rotura del material. El estudio de este tipo de modelos requiere de un análisis profundo debido a su nivel de complejidad por no ser, por definición, materiales homogéneos ni isotrópicos. A partir de estos modelos es posible conocer el comportamiento del material en condiciones de servicio, y de esta forma establecer sobre qué aspecto de los constituyentes debe actuarse para mejorar sus propiedades.

Dentro de los enfoques para abordar la temática de la acumulación del daño está la mecánica de daño continuo (MDC). Los modelos de este tipo son considerados de macro-daño, ya que el estudio del daño se encuentra en la escala macro estructural; el daño se describe a través de variables internas que se definen en el material compuesto. Talreja [49] propuso un modelo basado en MDC, el cual requiere de cuatro constantes experimentales: la temperatura, el gradiente de deformación, el gradiente de temperatura y los vectores de daño (a_i y n_j). El modelo MDC propuesto necesita de una gran cantidad de experimentos para determinar las constantes experimentales, por lo que el propio Talreja sugiere otro tipo de metodología para mejorarlo.

Un método para medir el daño consiste en aprovechar la relación entre el daño y el módulo de elasticidad longitudinal del material, y de esta manera evaluar el daño por métodos inversos. En la Ecuación (1) se representa el daño de un material en función de la variación del módulo de elasticidad longitudinal del mismo.

$$D = 1 - \frac{E}{\bar{E}} \quad (1)$$

Donde E es el módulo de elasticidad inicial sin daño y \tilde{E} es el módulo de elasticidad con daño después de n ciclos. Por lo que el daño se expresa como la degradación del módulo de elasticidad del material [24].

Whitworth [50] presentó un modelo de daño acumulado por fatiga en función del desarrollo de un modelo de daño fenomenológico (Ecuación (2)). Se basó en la degradación de la rigidez residual dependiente de la tensión, para determinar la vida restante de las muestras compuestas sometidas a cargas de fatiga de amplitud variable. Los datos experimentales se limitan a compuestos de grafito/epoxy, por lo que el autor menciona la necesidad de investigar la aplicación de su modelo a diferentes tipos de materiales compuestos con niveles de carga variables.

$$D = \left[\frac{H(1-S)^a}{1-S^a} \right] \frac{n}{N} \quad (2)$$

Donde a y H son parámetros determinados experimentalmente dependientes de las propiedades elásticas del material, S es el rango de tensión aplicada normalizada y n el efecto de la vida útil con respecto a los ciclos aplicados N .

En 2002, Mao y Mahadevan [15] presentaron un concepto mejorado del daño descrito por Leimatre y Chaboche [51]; encontraron que el daño se puede definir como:

$$D = \frac{E_0 - E_n}{E_0 - E_f} \quad (3)$$

La Ecuación (3) propone que la acumulación del daño se puede encontrar entre el rango de 0 a 1. Con este concepto de daño, Mao y Mahadevan [15] propusieron un modelo (Ecuación (4)) para describir la acumulación de daño y degradación de los materiales compuestos laminados, el cual demuestra una buena estimación del crecimiento y acumulación del daño durante la primera y tercera etapa de vida a fatiga. Permite el uso de diferentes niveles de esfuerzo máximo en una misma configuración de laminado. Esto se logra al obtener los parámetros que describen la acumulación de daño en sólo un nivel de esfuerzo máximo.

$$D = q \left(\frac{n}{N}\right)^{m_1} + (1 - q) \left(\frac{n}{N}\right)^{m_2} \quad (4)$$

Donde D es el daño acumulado normalizado; q , m_1 y m_2 son parámetros dependientes del material, n es el número de ciclos de carga aplicada y N es la vida a fatiga del correspondiente nivel de carga aplicada.

Toubal *et al* [12] desarrollaron un modelo analítico para estimar la acumulación del daño en materiales compuestos. Verificaron los resultados con datos experimentales de un compuesto de carbono/epoxi sometido a fatiga en pruebas de tensión-tensión. Dentro del proceso experimental, implementaron un sistema de termografía infrarroja para monitoreo y análisis de temperatura desarrollada en la superficie del material durante la aplicación de la carga cíclica. Con los datos obtenidos del monitoreo infrarrojo, dedujeron que es posible estimar la evolución del daño mediante un análisis termo-gráfico. Emplearon la ecuación de daño presentada por Mao y Mahadevan [15] y una definición característica en función de la degradación de las propiedades elásticas del material aplicado a diferentes niveles de carga.

$$D = 1 - \frac{E}{E_0} ; D' = q \left(\frac{n}{N}\right)^{m_1} + (1 - q) \left(\frac{n}{N}\right)^{m_2} \quad (5)$$

Donde, E es el módulo de Young correspondiente a n ciclos de carga, E_0 módulo de Young inicial, D es el daño en función de las propiedades elásticas del material, D' es el daño definido por Mao y Mahadevan [15], n el número de ciclos y N es el número de ciclos a la falla. El cálculo de las variables que dependen de las propiedades del material (q, m_1, m_2), se realiza de forma experimental a partir de los diferentes niveles de carga aplicados.

En los resultados obtenidos por Toubal [12] se observa una relación entre la disipación térmica y la acumulación del daño en compuestos. Lo cual indica que, a partir de los datos de temperatura adquiridos por la cámara infrarroja se puede migrar a una distribución de fuentes de calor en la superficie de los compuestos y de esta manera seguir un proceso para determinar la energía de disipación para evaluar la evolución de la acumulación del daño en materiales compuestos. La

detección de termografía se realizó utilizando un sistema IR con 320×256 píxeles que proporcionan una sensibilidad de 20 mK a 30 °C a una alta frecuencia de refresco de cuadros de 25–150 Hz.

Mohandesi y Majidi [52] desarrollaron un modelo (Ecuación (6)) para evaluar el progreso del daño en compuestos laminados. Se basaron en la resistencia residual debido a su facilidad de medición como método para modelar el daño por fatiga. El modelo relaciona una función de daño que se basa en la degradación gradual de la rigidez del material respecto al aumento de los ciclos de carga, con la resistencia inicial y residual de este.

$$D = \frac{S_0 - S_i}{S_0 - \sigma} = \sin \left[\frac{\pi}{2} \left(\frac{n}{N} \right)^\alpha \right] \quad (6)$$

Donde S_0 es la resistencia inicial, S_i es la resistencia residual, σ es el esfuerzo aplicado, n es el número de ciclos, N es el número de ciclos a la falla y α es una constante que depende del esfuerzo aplicado, la temperatura, la frecuencia de carga y el contenido de humedad. La parte complicada del modelo, consiste en encontrar la función apropiada para describir el régimen de degradación de la rigidez para determinar la evolución del daño a partir de los datos experimentales.

Wu y Yao [14] desarrollaron un modelo fenomenológico de daño por fatiga con base en la regla de degradación de la rigidez de los compuestos, apoyado de dos parámetros relacionados a las propiedades mecánicas que son proporcionales a la vida de fatiga de los materiales e inversamente proporcionales al nivel de carga. La comparación de los resultados experimentales y la predicción del modelo demuestran que es capaz de describir la evolución no lineal del daño en los materiales compuestos laminados; el modelo funciona adecuadamente para laminados multidireccionales. Además, verificaron con respecto a datos experimentales que el modelo puede predecir vida de fatiga residual de laminados compuestos con resultados factibles. El modelo de daño propuesto se presenta en la Ecuación 7.

$$D(n) = \frac{E_0 - E(n)}{E_0 - E_f} = 1 - \left(1 - \left(\frac{n}{N}\right)^B\right)^A \quad (7)$$

Donde: E_0 es el módulo de Young inicial, E_f es el módulo de Young final (al fallo), $E(n)$ es el módulo de Young del material sometido a la n -ésima carga cíclica, n es el ciclo, N es la vida de fatiga, A y B son parámetros modelo, $D(n)$ es el daño por fatiga, que es igual a 0 cuando $n = 0$ y es igual a 1, cuando $n = N$.

Naderi *et al* [16] caracterizaron la acumulación de daño en función de la energía disipada utilizando la técnica de termografía infrarroja en un compuesto de vidrio/epoxi sometido a pruebas de flexión con cargas cíclicas de amplitud constante. El método compara la evolución del daño en función de la disipación de energía con un estudio de emisión acústica para detección de la evolución del daño. Naderi *et al* [16] utilizaron la definición de daño en función de la disipación de energía (Ecuación (8)) propuesta por Giancane *et al* [13] para identificar la progresión del daño durante la fatiga de flexión.

$$D = \frac{H - H_0}{H_f - H_0} \quad (8)$$

Donde D ($0 \leq D \leq 1$) es el parámetro de daño. H_0 presenta el valor inicial de energía disipada y H_f es el valor final de la energía disipada en el momento en que ocurre la falla. Giancane *et al* [13] presentaron la definición de daño descrita en la Ecuación (8). Desarrollaron un análisis experimental con diferentes configuraciones de laminados sometidos a fatiga de amplitud constante, monitorearon dos parámetros en la evolución de daño: degradación de las propiedades elásticas (ver Figura 8a) y disipación de energía (ver Figura 8b). Observaron que, al comparar el daño en función de estos parámetros entre sí, el porcentaje de estimación resulta no ser tan diferente, por lo que el principio de disipación de energía se puede utilizar para estimar la evolución del daño en materiales compuestos laminados.

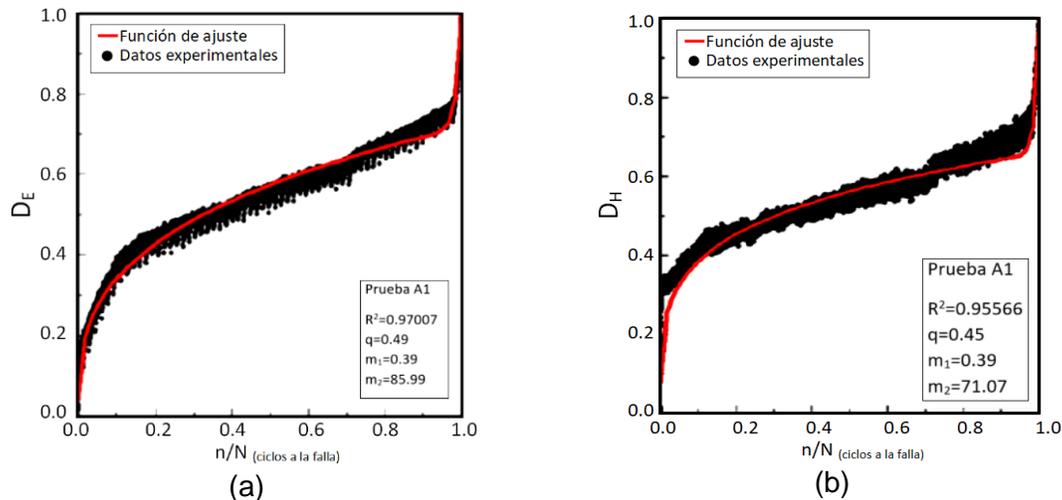


Figura 8: Evolución de daño en función de la degradación de a) las propiedades elásticas y b) la disipación de energía, modificado de [13].

En los resultados obtenidos por Naderi *et al* [16], se distinguen tres etapas distintas durante la vida útil del laminado. La primera etapa dura casi el 20% de la vida total. En esta fase de operación, el agrietamiento de la matriz ocurre en puntos débiles del material. Se observa la segunda etapa en la que tiene lugar la delaminación y el desprendimiento fibra/matriz. En la etapa final existe un desarrollo de temperatura abrupta debido a la rotura de la fibra, la cual continúa hasta la falla completa del componente.

Naderi *et al* [16] calcularon la energía disipada acumulada usando un procedimiento experimental, que consiste en detener la prueba de fatiga en diferentes ciclos y medir la velocidad del gradiente de temperatura. La progresión del daño se estima durante la fatiga de flexión del vidrio/epoxi al aprovechar la pérdida de calor calculada en el interior del material. Propusieron un método relativamente simple para estimar la evolución de la degradación en función de la energía disipada por el calor. Usaron el procedimiento propuesto para caracterizar las etapas de daño en una aplicación con la condición de carga aplicada. Para calcular la energía disipada por calor a partir del número de ciclos obtenidos experimentalmente, emplearon la siguiente expresión (Ecuación (9)), derivada del modelo propuesto por Wu y Yao [14] como una función de ajuste de curva.

$$H = H_f \left[1 - \left(1 - \left(\frac{N}{N_f} \right)^B \right)^A \right] \quad (9)$$

Donde H representa energía disipada durante la fatiga. N y N_f son la cantidad de ciclos durante la fatiga y la falla final, respectivamente. Los valores de A y B son parámetros del modelo obtenidos a partir de los datos experimentales, y los datos de temperatura se obtienen por medio de una cámara MIKRON M7500 [16].

Shiri *et al* [17] propusieron un modelo para la predicción de la evolución del daño a fatiga, el cual se basa en la degradación del módulo de elasticidad en la dirección de la carga. Obtuvieron resultados prometedores respecto a datos obtenidos experimentalmente. Introducen términos trigonométricos dentro de su modelo con el supuesto de que éstos pueden proporcionar una mejor predicción de vida debido a su tendencia no constante.

$$D(n) = \frac{E_0 - E(n)}{E_0 - E_f} = \frac{\sin(qx) \cos(q - p)}{\sin(q) \cos(qx - p)} \quad (10)$$

$$\text{Con } x = \frac{n}{N}$$

Donde: $D(n)$ es el índice de daño por fatiga, E_0 , $E(n)$ y E_f son las magnitudes de rigidez correspondientes al ciclo inicial, el ciclo n -ésimo y el ciclo estable final (o el módulo de Young de falla) respectivamente, p y q son parámetros dependientes del material, n es el número de ciclos aplicados y N es la vida de fatiga.

Shiri *et al* [17] desarrollaron el modelo con el propósito de ampliar la predicción en la evolución del daño a fatiga a otros parámetros de estudio, tales como: a) diversas configuraciones multidireccionales de materiales compuestos, b) diferentes niveles de carga máxima a fatiga y de razón de carga y c) diferentes niveles de frecuencia de la carga cíclica. En la Tabla 1 se observa el porcentaje de error relativo del modelo propuesto por Shiri *et al.* [17], donde se muestra el porcentaje de error relativo en la vida útil por fatiga estimado por diferentes modelos comparado con los datos obtenidos de forma experimental.

Tabla 1: Porcentaje de error relativo en la vida útil por fatiga estimado por diferentes modelos para laminados de vidrio vidrio/epoxy, traducido de [45].

Modelo	primera predicción	segunda predicción	tercera predicción
Yao & Himmel [24]	136.92	82.81	75.68
Aghazadeh & Majidi [3]	262.15	208.87	138.56
Wu & Yao [21]	442.2	295.16	211.5
Shiri <i>et al.</i> [45]	86.5	78.49	71.85

La acumulación del daño a causa de la fatiga en compuestos laminados es un proceso de alta complejidad, debido a que los mecanismos de falla pueden interactuar entre sí o aparecer en etapas tempranas de la vida a fatiga debido a los defectos originados en la fabricación. Los estudios enfocados en un diseño óptimo de materiales compuestos laminados son de gran importancia, debido a que permiten determinar los criterios necesarios para minimizar la degradación del material compuesto laminado sometido a cargas cíclicas y así prolongar la vida a fatiga.

Alcudia [18] estableció recomendaciones para el diseño de compuestos estructurales con enfoque en tolerancia al daño con el fin de prolongar la vida a fatiga del material. A partir de un estudio paramétrico de la influencia de tres variables de diseño específicas (fracción de volumen de fibras, la orientación de fibras y la secuencia de apilamiento) en la degradación de las propiedades elásticas del material compuesto laminado sometido a cargas cíclicas, determinó el comportamiento del material, así como la influencia de las variables de diseño. Consideró nueve configuraciones de laminados entre los cuales varió la fracción de volumen de fibras, la orientación de fibras y la secuencia de apilamiento.

En la Tabla 2 se presenta el resumen de los trabajos antes mencionados y que son de importancia en el trabajo que se presenta.

Tabla 2: Resumen de los trabajos revisados dentro del estado del arte.

RESUMEN DEL ESTADO DEL ARTE

Autor	Principio	Material compuesto	Análisis experimental	Resultados
Mao y Mahadevan [15]	Modelo fenomenológico basado en la degradación de las propiedades elásticas del material	810 O - laminado simétrico [0/90 ₃] de capas cruzadas AS4/PR500 - tejido simétrico [0/90 _{2w}] _s	Fatiga por tensión de amplitud constante de bajo ciclaje, diferentes niveles de carga	Buena estimación de acumulación de daño, permite el uso de diferentes niveles de esfuerzo en una misma configuración de laminado
Toubal <i>et al</i> [12]	Modelo basado en el modelo propuesto por Mao y Mahadevan [15] en función de la disipación de energía	HR 285/G803 fibras de carbono con agujero [±45] _{2s}	Fatiga a tensión-tensión, análisis de disipación de energía con cargas cíclicas de amplitud constante	Muestra una relación entre la disipación térmica y la acumulación del daño. indica que la energía disipada se puede considerar para estimar la acumulación del daño en compuestos.
Wu y Yao [14]	Modelo fenomenológico de daño por fatiga con base en la regla de degradación de la rigidez de los compuestos	Glass/HC9106-3 [0/90 ₃] _s T300/QY8911 [45/90/-45/0] _{2s} [-45/0/45/90] _{2s} [0 ₂ /45/0 ₂ /-45/0/90] _s AS4/PR500 [0/90 _{w2}] _s	Fatiga por tensión de amplitud constante de bajo ciclaje a diferentes niveles de carga	Es capaz de describir la evolución no lineal del daño, funciona para laminados multidireccionales, además es capaz de predecir vida residual por fatiga
Naderi <i>et al</i> [16]	Disipación de energía y emisión acústica, empleando una variante del modelo de Wu y Yao [14]	Glass/Epoxy G10/FR4 unidireccional, fibras largas, 15 capas con dos laminas en [0/90]	Fatiga por tensión-tensión de bajo ciclaje a diferentes niveles de carga	Se puede usar para caracterizar las etapas de daño. Presenta mejor estimación de daño que los que se basan en la degradación de las propiedades elásticas
Shiri <i>et al</i> [17]	Modelo fenomenológico basado en la degradación de las propiedades elásticas del material	AS4/PR500 [0/90 _{2w}] _s T650/polyamide [0/±60] Hemp/epoxy [0/90] ₇ [±45] ₇	Fatiga de amplitud constante de bajo ciclaje a diferentes niveles de carga	Amplía la predicción de evolución de daño a fatiga a otros parámetros de estudio. El porcentaje de estimación es mejor con respecto a otros trabajos que presenta.

2.4 Conclusiones del estado del arte

De acuerdo con la literatura, los trabajos que presentan una mejor estimación del daño en materiales compuestos laminados son aquellos que se realizan con base en la micromecánica, ya que estos permiten estudiar el desarrollo de los mecanismos de daño de forma cercana a la realidad en comparación con una escala macroscópica. Sin embargo, estos tipos de análisis son complejos, además de tener alto costo computacional y su proceso experimental requiere de equipo, si no de alta tecnología, al menos con la capacidad de realizar análisis a escala micro.

Una opción alternativa es el uso de modelos cuantitativos a nivel macro, los cuales permiten estimar de forma global el comportamiento y evolución del daño a fatiga hasta la falla final, tales como los modelos fenomenológicos basados en las propiedades mecánicas del material. Al considerar ciertos criterios de laminados y leyes de daño según las consideraciones del estudio, presentan resultados favorables cuando se comparan con datos experimentales.

Los resultados presentados de estudios de daño en materiales sometidos a fatiga demuestran ser aptos porque simulan de manera adecuada la vida de servicio del material. Los modelos basados en la resistencia residual presentan menor porcentaje de error de estimación con respecto a los que se basan en la degradación de las propiedades elásticas. Así también, el incluir variables propias del diseño y configuración del material compuesto en los modelos, propicia la adaptación del modelo para diferentes configuraciones de materiales compuestos y la adopción de los modelos en procesos de diseño e ingeniería.

A partir de los resultados y conclusiones expuestos por Alcudia [18] y datos experimentales generados en este trabajo, se realizó la manufactura de los laminados utilizados en el estudio y el análisis paramétrico de las variables de diseño propuestas (orientación de las fibras y secuencia de apilado). También se hizo un análisis comparativo de los modelos localizados en la literatura, basado en la degradación del módulo de elasticidad, respecto al porcentaje de estimación de daño con los datos experimentales generados. Con lo anterior se seleccionó un modelo de referencia para la integración de las variables de diseño del material para la estimación del daño, de tal manera que se obtuvo un modelo adaptable que

describe el comportamiento de la curva de daño para las configuraciones de laminados propuestos. Para ello se realizó un análisis de la influencia de las variables de diseño propuestas en la evolución de la curva de daño del material. Se validó el porcentaje de estimación del modelo modificado con respecto a los datos experimentales y posteriormente, se hizo un estudio del comportamiento del modelo con respecto a otras configuraciones de laminados para verificar la adaptación del modelo modificado.

2.5 Objetivos

2.5.1 General

Desarrollar un modelo para predecir la acumulación del daño en compuestos laminados sometidos a cargas dinámicas de bajo ciclaje considerando variables de diseño del material.

2.5.2 Específicos

- Analizar los modelos y metodologías existentes sobre la estimación de la acumulación del daño bajo cargas dinámicas en compuestos laminados para considerar el estudio de aquellos que muestren resultados favorables.
- Desarrollar un estudio paramétrico para determinar la relación que existe entre algunas de las variables del espectro de carga y la acumulación del daño.
- Obtener un modelo que permita la estimación de la acumulación del daño cuando el compuesto es sometido a fatiga.

2.6 Especificaciones

El desarrollo del modelo se basa en variables de diseño del material compuesto, permite plantear las bases de una metodología para la estimación de la acumulación del daño en materiales compuestos laminados a partir de la adaptación de un modelo con un buen porcentaje de estimación. Se enlistan los puntos a considerar en el desarrollo de la metodología.

1. Compuesto laminado de matriz polimérica y refuerzo de fibras largas unidireccionales.
2. Configuración simétrica de seis capas.
3. Orientación y apilado de capas con tres configuraciones distintas para obtener un total de nueve configuraciones de laminados [18].
4. Cargas dinámicas de bajo ciclaje con amplitud constante.

MARCO TEÓRICO

3.1 Teoría de laminados

Los materiales compuestos laminados son uno de los tipos que se derivan de las diferentes configuraciones que hay para el diseño de materiales compuestos. Un compuesto laminado se conforma de láminas apiladas en capas con diferentes orientaciones, de tal manera que al final se obtiene un material con propiedades específicas (ver Figura 9). Éstas no solo dependen de las propiedades de sus fases, sino que también dependen de la geometría de los elementos estructurales y su configuración [53].

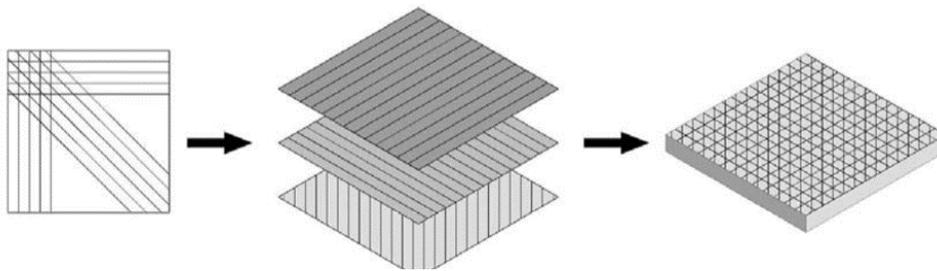


Figura 9: Estructura de un material compuesto laminado [22].

Un laminado es un material compuesto heterogéneo que presenta anisotropía, lo cual influye de manera significativa en su comportamiento, así como la degradación de las propiedades mecánicas del mismo.

En los materiales compuestos laminados la orientación de las fibras del refuerzo juega un papel muy importante, ya que las propiedades mecánicas dependerán principalmente del ángulo formado entre la dirección de aplicación de la carga y la dirección de la fibra como se muestra en la Figura 10. Por ello, las configuraciones de capas en laminados usualmente se colocan a diferentes ángulos una con respecto a otra para obtener un material estructuralmente fuerte.

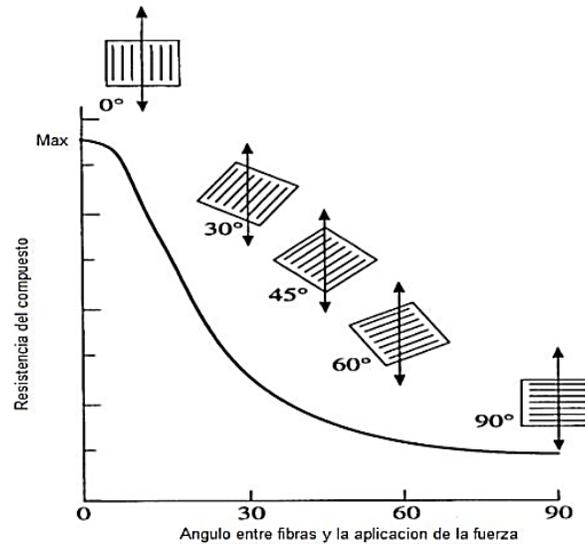


Figura 10: Efecto de la orientación de las fibras sobre la resistencia a la tensión del compuesto [54].

Los laminados se consideran de comportamiento anisótropo ya que las láminas que lo conforman van deteriorándose con el tiempo, según sea la orientación y contenido de su refuerzo. Entre las configuraciones de apilado de laminados se pueden mencionar:

- Simétrico: láminas del mismo material, espesor, y orientación, dispuestas simétricamente respecto al plano medio. No existe acoplamiento entre cargas en el plano y flexión.
- Asimétrico: las láminas que ocupan posiciones simétricas tienen orientaciones del mismo ángulo, pero con signo distinto, son del mismo material y espesor. Difícil de analizar.
- Balanceado: por cada lámina $+\theta$, hay otra a $-\theta$, y por cada una a 0° hay otra a 90° .
- Cuasi-Isótropo: el laminado se comporta como una placa isótropa. Su comportamiento en el plano es similar al de los materiales isótropos. La rigidez a flexión es diferente a la de las placas con materiales isótropos.
- Láminas cruzadas (Cross-Ply laminate): láminas a 0° y 90° , fácil de analizar si es simétrico.
- Ortotrópico: laminado de láminas cruzadas o giradas a θ , con tejidos bidireccionales [55].

3.2 Mecánica de laminados

Para el análisis de laminados es conveniente suponer los siguientes puntos [56]:

- El grosor del laminado es muy pequeño en comparación con sus otras dimensiones.
- Las capas del laminado están perfectamente adheridas.
- Las líneas perpendiculares a la superficie del laminado permanecen rectas y perpendiculares a la superficie después de la deformación.
- Las láminas y el laminado son linealmente elásticos.
- Las tensiones y deformaciones a través del espesor son despreciables.

Estas suposiciones sirven como base siempre que el laminado sufra daño o esté sujeto a pequeñas desviaciones.

Los desplazamientos según se generen con respecto al eje X , Y o Z se designan como u, v, w respectivamente. Las deformaciones en el plano se representan como:

$$\varepsilon_x \equiv \frac{\partial u}{\partial x} ; \varepsilon_y \equiv \frac{\partial v}{\partial y} ; \gamma_{xy} \equiv \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \quad (11)$$

Y la pendiente de la placa a lo largo del eje X o el eje Y , si es que esta doblada queda como:

$$\frac{\partial w}{\partial x} ; \frac{\partial w}{\partial y} \quad (12)$$

Donde el desplazamiento total en el plano en cualquier punto del laminado, será la suma de los desplazamientos normales más los desplazamientos introducidos por flexión.

$$u = u_0 - z \frac{\partial w}{\partial x} ; v = v_0 - z \frac{\partial w}{\partial y} \quad (13)$$

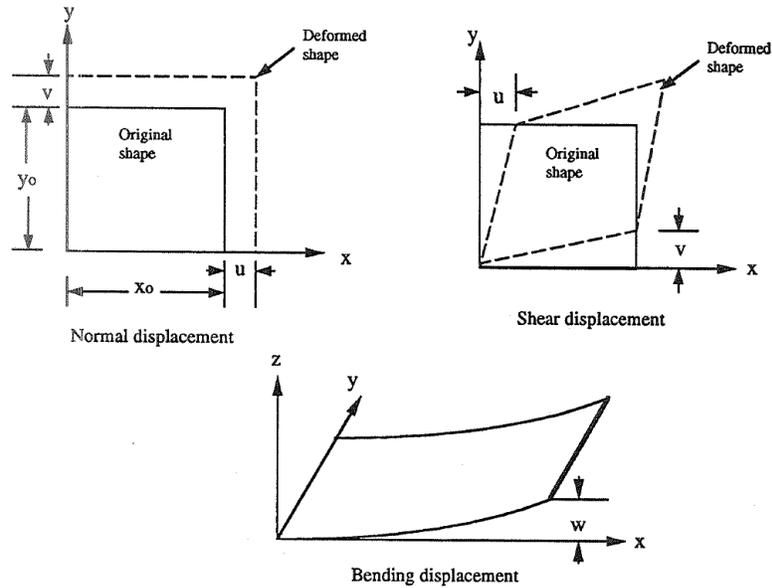


Figura 11: Desplazamientos de la placa [56].

La elección del sistema de coordenadas utilizado para el laminado determinará su secuencia de apilamiento. Esta elección es totalmente arbitraria, generalmente se utilizan procedimientos generales para que los cálculos sobre el laminado sean más fáciles de abordar. Por lo general el sistema de coordenadas se selecciona de manera que uno de los ejes se ubique en la sección de fibras de una de las capas del laminado. Donde, las fibras de soporte de carga principales (ubicadas en dirección del eje x) se denominan generalmente fibras 0° , fibras longitudinales o fibras en dirección X ; las otras orientaciones de capas se definirán con este sistema de coordenadas [56].

Una vez definida la dirección de la fibra 0° (eje x), a las capas que no están en 0° se les debe asignar un ángulo a partir del eje x rotando en sentido horario con ángulos positivos, aunque también se puede rotar al lado contrario. Si el laminado es simétrico, la asignación de ángulos comienza con el ángulo de la capa externa hasta llegar al plano medio. Se deben encerrar entre corchetes los ángulos, separados por comas “,” o diagonales “/” y al exterior denotar como subíndice una “T” si es el laminado total o una “S” si es simétrico, si se colocaran varias láminas seguidas en la misma dirección, se coloca el ángulo de dirección y como subíndice el número de capas a colocar, un signo “ \pm ” si es el mismo valor del ángulo, pero en dirección contraria o varias direcciones entre paréntesis “()” si se repiten, con el

número de las mismas como subíndice. Los laminados simétricos con lámina de dirección “x” en plano medio, se indicará testada “x̄” [56].

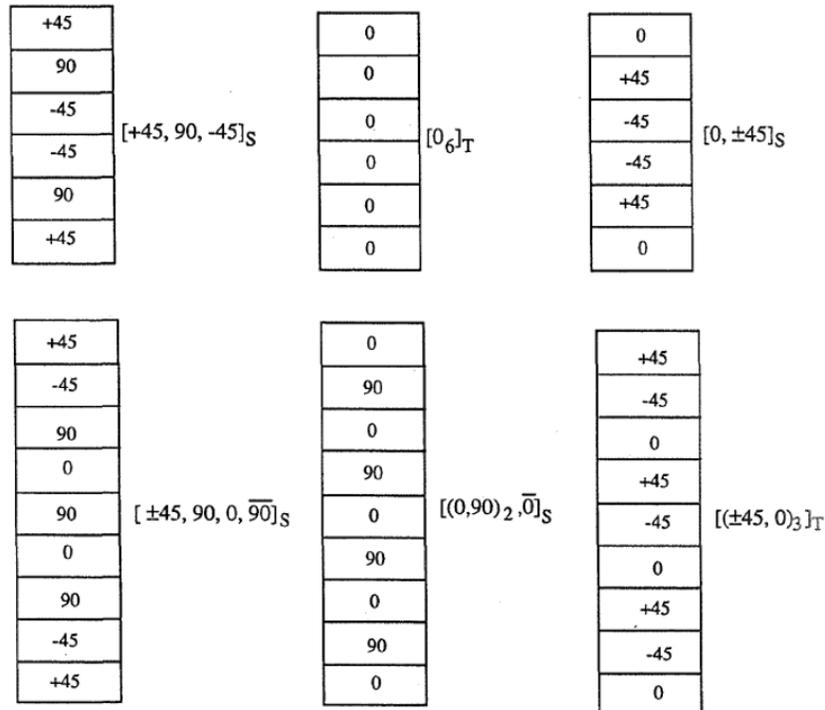


Figura 12: Ejemplo de la notación de secuencia de apilado en laminados [56].

3.3 Falla progresiva

La falla progresiva, es el proceso que se da al someter un material a cargas de cualquier tipo; en materiales compuestos se debe a la concentración y acumulación de distintos modos de falla que se van presentando a lo largo de la vida útil del material. Cuando se habla de falla progresiva o de un análisis de la misma, se debe considerar lo siguiente [57]:

- A partir de un estado de carga dado, es posible encontrar las tensiones y deformaciones en un laminado.
- Conocidas las tensiones y deformaciones de todas las láminas, es posible estimar el margen de seguridad de la lámina más crítica a través de los criterios de falla.
- La falla de una lámina no necesariamente implica la falla del laminado.
- La falla de una lámina influye en el comportamiento del laminado.

- Existe una redistribución de tensiones, reducción de rigidez, puntos de iniciación de otros modos de falla.

Al realizar un análisis de falla progresiva sobre un laminado multidireccional con cargas uniaxiales a tensión con una tasa de aplicación de carga controlada constante y una tasa de deformación contante se tendría un comportamiento como el que se muestra en Figura 13.

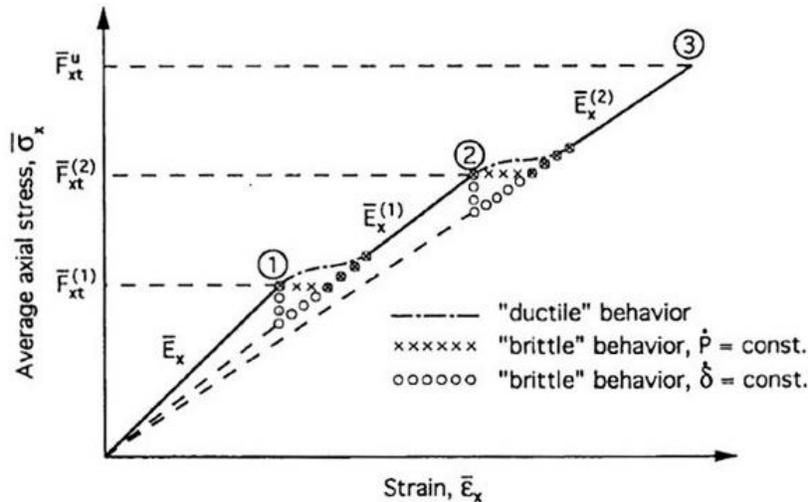


Figura 13: Curva de tensión - deformación de un laminado multidireccional sometido a tracción uniaxial analizando la falla progresiva [57].

Existen una serie de pasos al realizar un análisis de falla progresiva para después aplicar el criterio que sea más conveniente para el caso de estudio. El procedimiento es el siguiente:

- Someter al material a carga hasta que falle la primera lámina.
- Realizar el cálculo de la degradación de las propiedades de la o las láminas que fallaron.
- Calcular la rigidez global del laminado después de la falla.
- Verificar la redistribución de tensiones en el laminado y si esta conllevará a producir otras fallas.
- Continuar con los pasos anteriores hasta que falle la última lámina.

3.4 Estimación de daño en materiales compuestos

Entre los modelos revisados en la literatura se optó por el estudio de aquellos basados en la degradación de las propiedades elásticas del material, ya que estos

modelos presentan un buen porcentaje de estimación y estudio de la acumulación y evolución del daño en materiales compuestos laminados, además de que la obtención de datos experimentales resulta favorable.

Modelo en función de la degradación de las propiedades elásticas

Este tipo de modelos tienen un porcentaje de error mínimo con respecto a otros al evaluar la acumulación del daño en laminados, por ejemplo, los basados en la vida última o rigidez residual. La Ecuación (3) desarrollada por Mao y Mahadevan [15] constituye una definición de daño basada en la degradación del módulo de elasticidad longitudinal. Shiri *et al* [17] desarrollaron un modelo (Ecuación (10)) que presenta menor porcentaje de error que el desarrollado por Wu y Yao [14] al estimar la evolución de daño, basado en la definición de daño presentada por Mao y Mahadevan [15] y parámetros que dependen del material.

$$D = \frac{E_0 - E_n}{E_0 - E_f} \quad (3)$$

$$D(n) = \frac{E_0 - E(n)}{E_0 - E_f} = \frac{\sin(qx) \cos(q - p)}{\sin(q) \cos(qx - p)} \quad (10)$$

3.5 Regresión lineal múltiple

Un modelo se define como una ecuación o conjunto de ellas que describen el comportamiento de un sistema. En ocasiones este tipo de sistemas no permiten una fácil interpretación y análisis de sus resultados de comportamiento, ya que su conjunto de parámetros no puede expresarse mediante una sola variable.

La regresión lineal se emplea cuando se quieren estimar los parámetros de un modelo al considerar más de una variable explicativa que relaciona una respuesta Y con algunas variables de control X [58]. Los modelos de regresión múltiple estudian la relación entre una variable de interés Y (variable respuesta o dependiente) y un conjunto de variables explicativas X_1, X_2, \dots, X_p . En el modelo de regresión lineal múltiple se supone que la función de regresión que relaciona la variable dependiente con las variables independientes es lineal [59], es decir:

$$Y = \beta_0 + \beta_1 X_1 + \beta_2 X_2 + \dots + \beta_p X_p + \varepsilon$$

Donde:

- a) β_0 es el término independiente. Es el valor esperado de Y cuando X_1, \dots, X_p son cero.
- b) $\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_p$ son los coeficientes parciales de la regresión:
 - β_1 mide el cambio en Y por cada cambio unitario en X_1 , manteniendo X_2, X_3, \dots, X_p constantes.
 - β_2 mide el cambio en Y por cada cambio unitario en X_2 , manteniendo X_1, X_3, \dots, X_p constantes.
 - β_p mide el cambio en Y por cada cambio unitario en X_p , manteniendo X_1, \dots, X_{p-1} constantes.
- c) ε es el error de observación debido a variables no controladas.

CAPÍTULO 4

DISEÑO EXPERIMENTAL

En el 2016, Alcudia [18] presentó el desarrollo de una metodología para el diseño de compuestos estructurales con enfoque en tolerancia al daño. Estableció recomendaciones de diseño determinadas a partir de un estudio paramétrico y experimental de la influencia del diseño (fracción de volumen de fibras, la orientación de fibras y la secuencia de apilamiento) en la degradación del laminado sometido a cargas cíclicas, con el fin de prolongar la vida a fatiga del material. Los laminados considerados en el estudio se presentan en la Tabla 3.

Tabla 3: Configuraciones de los laminados para el estudio paramétrico experimental [18].

	Lote A	Lote B	Lote C
<i>Apilamiento 1</i>	[0/+15/-15] _s	[0/+45/-45] _s	[0/+75/-75] _s
<i>Apilamiento 2</i>	[+15/0/-15] _s	[+45/0/-45] _s	[+75/0/-75] _s
<i>Apilamiento 3</i>	[+15/-15/0] _s	[+45/-45/0] _s	[+75/-75/0] _s

Alcudia [18] presenta tres variables en su trabajo: fracción de volumen, orientación de fibras y secuencia de apilado. De las cuales, en un inicio se pretendía analizar el efecto de las tres variables para definir la acumulación del daño y su evolución. Al observar las variables y analizar el comportamiento de los laminados, se determinó utilizar solo dos variables: la orientación de las fibras y el orden de apilado debido al control que se tiene en estas variables. También generó la curva de daño de cada laminado utilizando la definición de daño de Mao y Mahadevan [15] y el modelo de Shiri *et al* [17], con la cual obtuvo la evolución del mismo generado por las cargas cíclicas; a partir del estudio paramétrico observó el comportamiento que presentan las configuraciones de laminados del estudio. Una vez caracterizados los laminados de estudio, se puede obtener la acumulación de daño por medio de la Ecuación (4) [15] con base en la degradación del módulo de elasticidad longitudinal (E).

Posteriormente se aplica el modelo de Shiri *et al* [17] (Ecuación (10)) para obtener la curva de evolución de daño a partir de una regresión no lineal para los parámetros p y q , los cuales dependen de las propiedades mecánicas del material.

De esta manera se obtienen las curvas de evolución de daño en donde se observa la tendencia del comportamiento del daño y la influencia de los parámetros de diseño en el estudio. Un ejemplo de esto es el laminado C1A, se presentan las curvas de evolución de daño obtenidas (ver Tabla 4) a partir del modelo propuesto por Shiri *et al* [17] (ver Figura 14), se puede observar la influencia de las variables de diseño en el comportamiento del daño del material para cada probeta estudiada del laminado C1A.

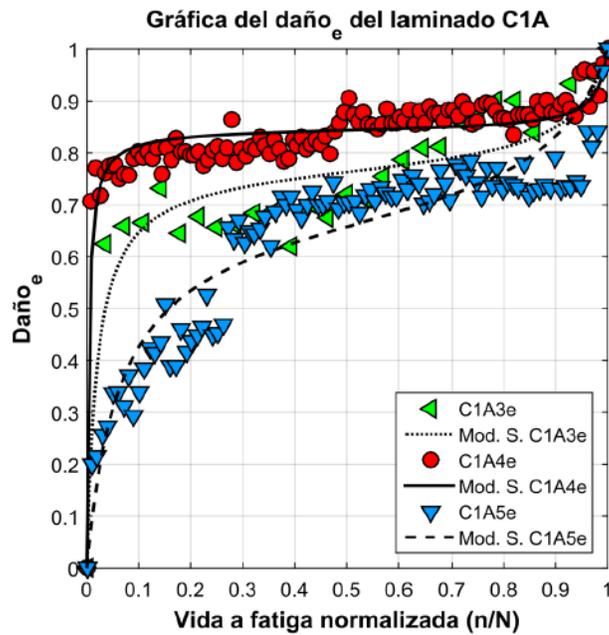


Figura 14: Gráficas de la evolución del daño estimadas por el modelo de Shiri *et al* [17] a partir del daño por la degradación de E en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta del laminado C1A [18].

Tabla 4: Valores de los coeficientes del modelo de Shiri *et al* [17] para el daño de cada probeta del laminado C1A [18].

Probetas	Modelo Shiri para el Daño _e			*N
	q	p	R ²	
C1A3	2.9040	1.5146	0.8762	282
C1A4	3.0673	1.5592	0.8832	1,114
C1A5	2.6604	1.4073	0.8546	992

*N=Vida a fatiga o número de ciclos de la falla completa

4.1 Diseño del experimento

El procedimiento experimental para obtener los datos necesarios para el desarrollo de un modelo de acuerdo a los objetivos establecidos, es el que se presenta en el esquema de la Figura 15.

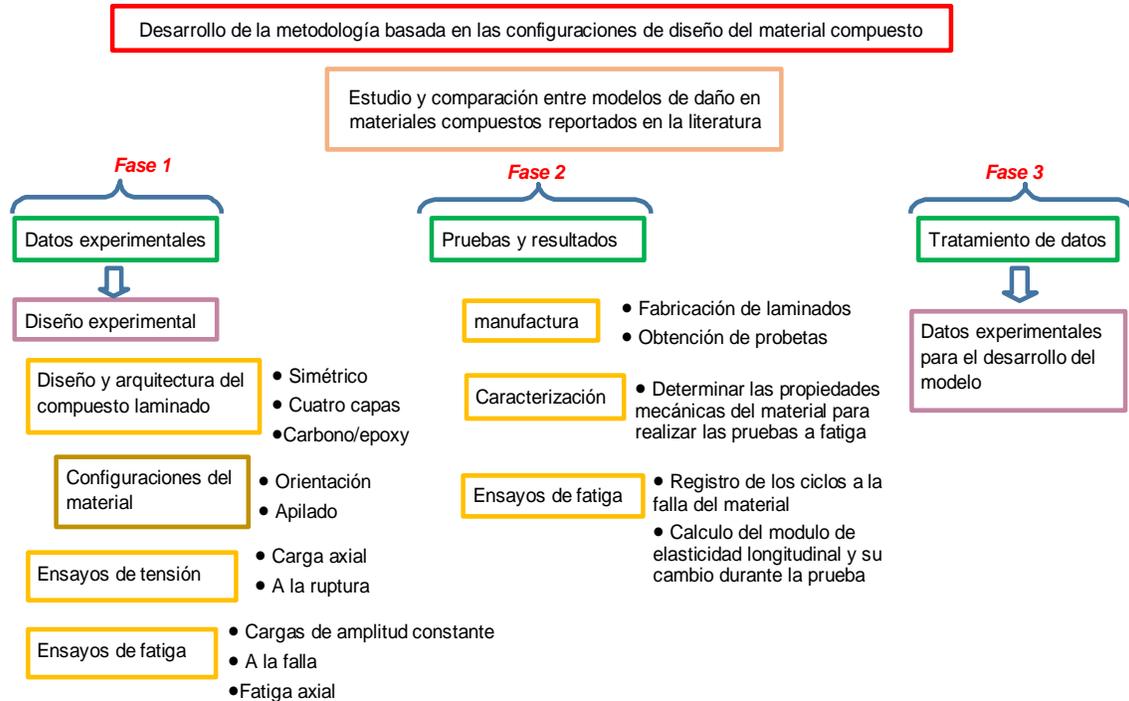


Figura 15: Esquema para el desarrollo del modelo basado en las configuraciones de diseño del material compuesto.

En la fase 1, se realizó el diseño experimental tanto de las pruebas a realizar, como del diseño del material al que se le aplicaron dichas pruebas. En la fase 2, se llevó a cabo el proceso de manufactura de las probetas necesarias para el análisis, la caracterización del material a partir de las pruebas a tensión y las pruebas a fatiga para obtener los datos brutos a partir de los cuales se desarrolló el modelo. En la fase 3, se realiza el tratamiento de datos necesario para obtener las curvas de daño del material y posteriormente presentar un modelo que permita estimar la evolución del daño.

4.1.1 Especificaciones y propiedades del material

La selección de los materiales constituyentes se realizó con base en los datos revisados en la literatura [18], por lo que la para la elaboración del material compuesto se utiliza fibra de carbono como refuerzo en el material compuesto y resina del tipo epoxy como matriz. La empresa *ACP composites* distribuye el material “*Uni-Web unidirectional carbón fiber*”; este material es una tela no-tejida de fibras de carbono unidireccional (la presentación requerida de acuerdo al análisis a

realizar). En la Tabla 5 se muestra una breve descripción de las propiedades de la tela de fibra de carbono utilizada.

Tabla 5: Ficha técnica reducida del material “4.7 oz. Uni-Web unidireccional carbon fiber” [60].

Propiedades físicas	
Forma	Tela no-tejido unidireccional
Densidad superficial	$4.8 \pm 5\%$ oz/yd ² ($16.275 \pm 5\% \times 10^{-3}$ g/cm ²)
Espesor	$0.01'' \pm 0.002''$ ($2.540 \pm 0.508 \times 10^{-4}$ m)
Fibra	12k fibra de carbono

Con respecto al material utilizado como matriz se empleó una resina del tipo epoxy, por cuestiones de disponibilidad de material se utilizó “resina EPOLAM 5015 Axson”, la cual es una resina compatible con el material utilizado como refuerzo.

Los compuestos con refuerzos de configuración fibras largas unidireccionales alcanzan un rango de fracción de volumen de fibras del 50 al 70% (Figura 16), esto propicia que la configuración tenga mejores propiedades mecánicas (resistencia, elasticidad, entre otros) en comparación con otras presentaciones de fibras de refuerzo (fibras cortas con orientación aleatoria, fibras largas con orientación aleatoria, telas tejidas, entre otros) [22]. En este trabajo, se mantuvo el valor de la fracción de volumen de fibras de todos los laminados dentro de un cierto rango; sin embargo, este rango depende de la influencia del método de infusión de resina en las propiedades de un compuesto laminado polimérico.

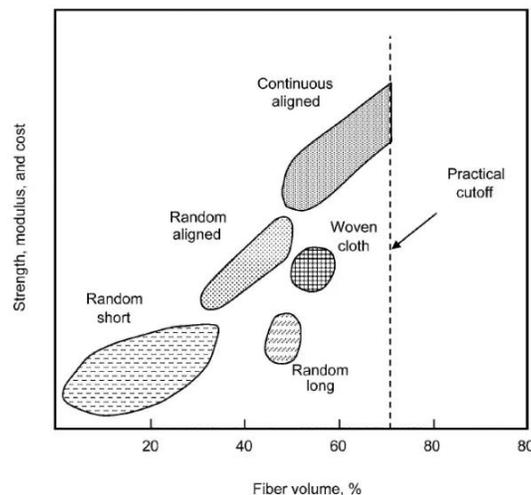


Figura 16: Influencia del tipo y cantidad de refuerzos en el desempeño de los materiales compuestos [22].

En la Tabla 3 mostrada al inicio del Capítulo 4, se muestran las configuraciones de laminados de estudio para el presente trabajo. Al comparar cada

lote se puede estudiar la influencia de la orientación de los refuerzos y de la secuencia de apilado y de esta manera establecer una relación entre la orientación y secuencia de apilado (variables de diseño) y la curva de daño del material. En la Tabla 6 se muestra una breve descripción del material compuesto laminado a utilizar en las pruebas.

Tabla 6: Descripción del compuesto laminado.

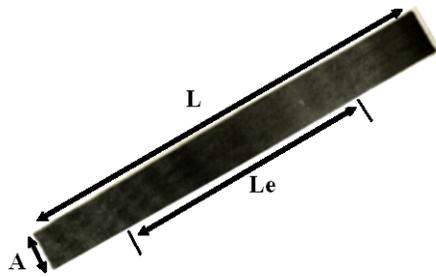
Material:	Compuesto laminado simétrico de 6 capas
Secuencia de apilado:	Se define en cuanto a orientación de las láminas con respecto a la aplicación de la carga axial y la secuencia en que se apilan.
Orientación de las fibras:	Unidireccionales
Material de refuerzo:	Fibra de carbono
Material de matriz:	Resina epóxica

4.1.2 Diseño geométrico de las probetas

La geometría para el diseño de las probetas para los ensayos de tensión y fatiga se define a partir de las recomendaciones de la Sociedad Americana para Ensayos y Materiales (ASTM, por sus siglas en inglés). Los ensayos de tensión se realizan de acuerdo a las recomendaciones de la norma ASTM D3039 [19]; esta norma establece los requisitos geométricos que deben cumplir las probetas de material compuesto (Tabla 7). En la misma norma se describen recomendaciones geométricas de las probetas que se han utilizado en diversos laboratorios, de las cuales se han obtenido modos de falla aceptables. En la Figura 17 se muestran los datos geométricos seleccionados para las probetas utilizadas en este trabajo, tomando en cuenta que el espesor de la probeta depende de distintos factores, como: materiales constituyentes, arquitectura del laminado, manufactura, entre otros.

Tabla 7: Requisitos geométricos de la probeta de material compuesto de acuerdo a la norma ASTM D3039 [61] para los ensayos de tensión y fatiga.

Requisitos geométricos de la probeta de material compuesto para ensayos de tensión y fatiga	
Parámetro	Requisito
Forma	De sección transversal rectangular constante
Longitud mínima	Sujeción + 2 veces el ancho + longitud de medición
Ancho de la probeta	El requerido
Tolerancia del ancho de la probeta	±1% del ancho
Espesor de la probeta	El requerido
Tolerancia del espesor de la probeta	±4% del espesor



Geometría de las probetas (mm)	
Longitud:	250
Ancho:	25
Espesor:	1.45 ±0.2
Longitud de ensayo:	150

Figura 17: Geometría de las probetas del material compuesto para los ensayos de tensión y fatiga.

4.2 Manufactura de laminados de estudio

Como ya se mencionó en la sección 4.1, se requirió de la manufactura de las nueve configuraciones de laminados considerados en este trabajo. Así también, en la literatura se pueden encontrar datos experimentales suficientes para realizar un análisis de comparación con la metodología propuesta y de esta forma observar la adaptabilidad del modelo con diferentes configuraciones a las utilizadas en el desarrollo del modelo.

4.2.1 Manufactura

Ya que se utilizan las configuraciones de diseño presentadas en el trabajo de Alcudia [18], en cuestiones de diseño y arquitectura, los laminados elaborados para el estudio no presentaron cambios. Sin embargo, el proceso de manufactura varió con respecto al utilizado por Alcudia [18], así como el material utilizado como matriz del compuesto. Por cuestiones de disponibilidad de material se utilizó “resina *EPOLAM 5015 Axson*”, la cual es una resina del tipo epoxy compatible con el material de refuerzo, el cual es el mismo que se emplea en el trabajo de Alcudia [18]. Debido a las propiedades de la resina, se esperaba un buen comportamiento del material en el proceso experimental.

La manufactura se basó en la combinación de dos métodos; por aplicación manual e infusión de resina mediante aplicación vacío. El proceso desde la preparación de materiales para la elaboración del laminado hasta la obtención de las probetas para el procedimiento experimental consta de siete pasos: 1. Preparación de los materiales, 2. Preparación de la mezcla de resina, 3. Armado del

laminado, 4. Armado del molde que contendrá el laminado, 5. Aplicación de vacío, 6. Extracción del laminado, los cuales se muestran en la Figura 18.

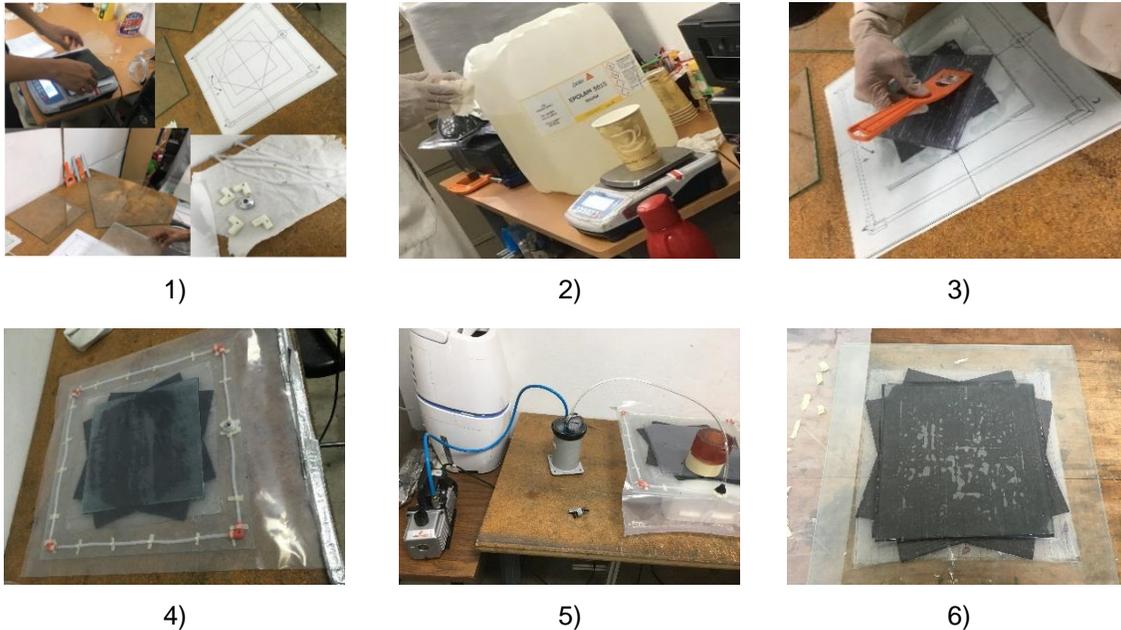


Figura 18: Proceso de manufactura para los laminados utilizados en el estudio. 1. Preparación de los materiales, 2. Preparación de la mezcla de resina, 3. Armado del laminado, 4. Armado del molde que contendrá el laminado, 5. Aplicación de vacío, 6. Extracción del laminado.

Una vez finalizado el proceso de manufactura, se procedió a realizar la planeación para el corte de probetas de acuerdo al área utilizable del laminado obtenido. La configuración y geometría del laminado y características del cortador (diámetro de corte) utilizado para la obtención de las probetas, representan la limitante para el número de probetas que se obtienen de cada laminado (ver Figura 19) para los estudios de caracterización del material (pruebas a tensión axial) y para el estudio a fatiga. En la Tabla 8 se presentan el número total de probetas obtenidas por configuración de laminado. Ya que los ensayos de tensión y fatiga consideran las normas ASTM D3039 [19] y ASTM3479 [20], el número de probetas se calcula tomando en cuenta las recomendaciones de dichas normas.

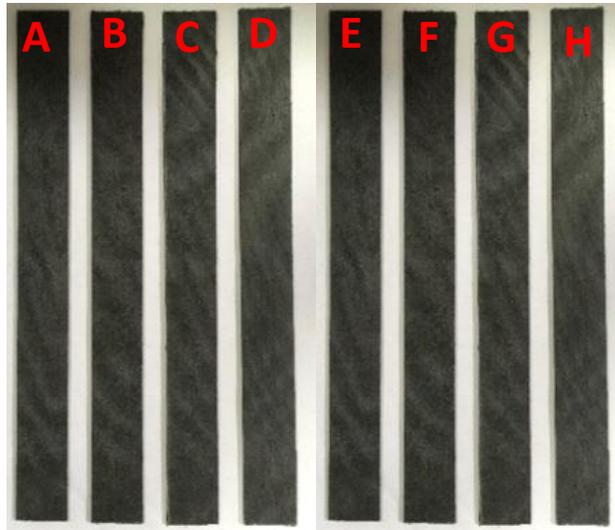


Figura 19: Probetas obtenidas a partir del laminado A3.

Tabla 8: Número de probetas obtenidas por laminado.

Número de probetas por laminado					
Lote A		Lote B		Lote C	
A1	8	B1	7	B1	8
A2	8	B2	7	B2	8
A3	8	B3	7	B3	8
TOTAL	24	TOTAL	21	TOTAL	24
				TOTAL	69

Después de obtener las probetas de cada laminado se procedió a obtener las características físicas y geométricas de cada una de ellas mediante cálculos y procesos de medición. En la Tabla 9 se muestran los datos de la geometría de las probetas obtenidas del laminado A; estos datos se obtienen a partir de la medición de cada probeta y de las consideraciones para los ensayos de fatiga y tensión a realizar.

Tabla 9: Geometría de las probetas obtenidas del laminado A3.

Dimensión	Probetas del laminado A3							
	A3A	A3B	A3C	A3D	A3E	A3F	A3G	A3H
<i>e(mm)</i>	1.618	1.701	1.816	1.88	1.878	1.833	1.807	1.732
<i>L(mm)</i>	251	250.9	250.9	251.2	250.6	251.9	251.6	251.9
<i>A(mm)</i>	24.163	25.359	25.387	25.021	26.481	25.829	25.307	25.48
<i>Le(mm)</i>	151	150.9	150.9	151.2	150.6	151.9	151.6	151.9
<i>P(gr)</i>	12.6	14	14.8	14.8	15.6	15.4	14.4	14

Donde e es el espesor, L es la longitud total de la probeta, L_e y A la longitud y ancho calibrados para el ensayo y P el peso de la probeta (esquema mostrado en la Figura 17). En la Figura 20 se puede observar el comportamiento del espesor presente en las probetas del laminado A3, a partir de la malla de variación en el espesor (Figura 20) se puede obtener información de qué tan eficiente es el método de manufactura y qué probetas de acuerdo a los resultados experimentales presentan mejor comportamiento, de esta manera se puede estudiar la influencia de la manufactura en el desempeño del material.

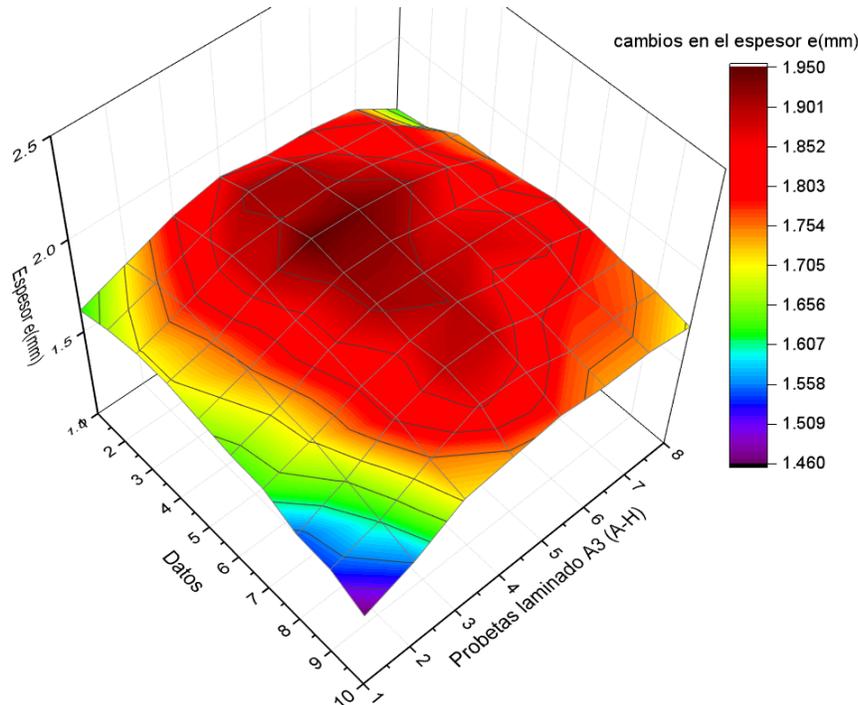


Figura 20: Malla de variación en el espesor que presenta el laminado A3.

En la Tabla 10 se muestran los valores de fracción de volumen de fibra y resina que presentan dichas las probetas. El procedimiento para el cálculo de estos valores se presenta a continuación:

Procedimiento para determinar la fracción de volumen de fibras en un laminado [18].

- Datos del laminado fabricado: determinar la cantidad de masa de cada probeta (n), n_m .

- Estimar la cantidad de masa de fibras en una probeta (n): calcular el área superficial promedio (n_{asp}) de la probeta (n) y multiplicar por la densidad superficial de la tela unidireccional para obtener la masa de una capa de fibras (mcf_1) y multiplicar por el número de capas que se encuentran dentro de la probeta (mcf_6).
- Estimar la cantidad de masa de resina en una probeta (n): obtener la diferencia entre n_m y mcf_6 para obtener la cantidad de masa de resina (n_{mr}) en una probeta (n).
- Calcular el volumen de fibras y de resina en una probeta (n): dividir mcf_6 entre la densidad de la fibra para obtener el volumen de las fibras (n_{vf}), dividir n_{mr} entre la densidad de la resina para obtener el volumen de la resina (n_{vr}).
- Calcular las fracciones de volumen de fibras y resina en una probeta (n): sumar el volumen de fibras y el volumen de resina en una probeta (n) para determinar el volumen total del material compuesto (n_{vT}). La fracción de volumen de fibras (v_f) en un probeta (n) se obtiene al dividir el volumen de fibras entre el volumen total del material compuesto. La fracción de volumen de resina (v_r) en un probeta (n) se obtiene al dividir el volumen de resina entre el volumen total del material compuesto.
- Determinar la fracción de volumen de fibras en un laminado: calcular las fracciones de volumen de fibras y resina de todas las probetas que constituyen al laminado. El valor de la fracción de volumen de fibras que representa al laminado se determina a través del promedio y la desviación estándar de sólo las fracciones de volumen de fibras de las probetas representativas del laminado.

Tabla 10: Valores de fracción de volumen de fibras y resina presentes en las probetas del laminado A3.

Probetas del laminado A3								
Dato	A3A	A3B	A3C	A3D	A3E	A3F	A3G	A3H
f_vr	0.39	0.36	0.34	0.33	0.34	0.33	0.35	0.37
f_vr	0.61	0.64	0.66	0.67	0.66	0.67	0.65	0.63

4.3 Diseño paramétrico

Con base en la información descrita en lo expuesto a lo largo de la sección 4.1 y la sección 4.2, en las cuales se presenta el diseño del experimento y manufactura de los laminados, se generó el diseño paramétrico mostrado en la Tabla 11 para el desarrollo del modelo de estimación de acumulación de daño; a partir de este desarrollo se obtuvieron los datos experimentales necesarios para el desarrollo de este trabajo. Donde A1-A3, B1-B3 y C1-C3 representan la secuencia de apilado en el material, A, B y C representan la orientación de las fibras en el material. *T* y *F* son las pruebas a tensión y a fatiga respectivamente. Así también, cada probeta obtenida por configuración está diferenciada por una letra de la A-H.

Tabla 11: Diseño paramétrico para el desarrollo del modelo de daño.

Configuración de laminados											
Lote A		Prueba		Lote B		Prueba		Lote C		Prueba	
Apilado	Probeta	T	F	Apilado	Probeta	T	F	Apilado	Probeta	T	F
A1	A1A		X	B1	B1A		X	C1	C1A	X	
	A1B		X		B1B		X		C1B		X
	A1C	X			B1C	X			C1C		X
	A1D	X			B1D	X			C1D	X	
	A1E	X			B1E		X		C1E		X
	A1F	X			B1F	X			C1F	X	
	A1G		X		B1G		X		C1G	X	
	A1H		X						C1H		X
A2	A2A	X		B2	B2A		X	C2	C2A	X	
	A2B		X		B2B		X		C2B	X	
	A2C	X			B2C	X			C2C		X
	A2D		X		B2D	X			C2D		X
	A2E		X		B2E	X			C2E		X
	A2F	X			B2F		X		C2F		X
	A2G	X			B2G		X		C2G	X	
	A2H		X						C2H	X	
A3	A3A	X		B3	B3A		X	C3	C3A	X	
	A3B		X		B3B	X			C3B	X	
	A3C		X		B3C		X		C3C		X
	A3D		X		B3D		X		C3D		X
	A3E	X			B3E		X		C3E	X	
	A3F	X			B3F	X			C3F		X
	A3G		X		B3G	X			C3G		X
	A3H	X							C3H	X	

CAPÍTULO 5

PRUEBAS EXPERIMENTALES

Una vez obtenidas las probetas de los laminados y sus datos correspondientes presentados en la Tabla 9, se procedió a realizar el proceso de caracterización estática del material. Posteriormente, se realizaron las pruebas de fatiga para el estudio de la evolución de la acumulación del daño, así como el comportamiento del material bajo condiciones de cargas dinámicas. La información completa de todos los laminados estudiados en este trabajo se puede encontrar en los Anexos A (pruebas de tensión) y B (pruebas de fatiga), cada anexo presenta la información por laminado (A1, A2, A3...) iniciando con el laminado A1 y finalizando con el laminado C3.

En el Anexo A se presenta la información de los ensayos de tensión y se ordena como: dimensiones de las probetas representativas y resultados del ensayo de tensión (propiedades mecánicas y grafica esfuerzo elongación de las probetas del laminado). En el Anexo B se presenta la información de los ensayos de fatiga y se ordena como: dimensiones de las probetas representativas, parámetros de la secuencia de cargas (tensión y características de la curva cíclica) y resultados del ensayo de fatiga (registro del módulo de elasticidad y ciclos a la falla, grafica de la degradación del módulo de elasticidad y grafica de la curva del daño).

5.1 Caracterización estática de los laminados

La caracterización del material se refiere al establecimiento de sus características a partir del estudio de sus propiedades mecánicas, físicas, químicas, estructurales, entre otras. Para este proceso se empleó la máquina de ensayos universales Shimadzu AG-X plus 100 kN. La celda de carga tiene una capacidad de 100 kN (No. M349703), con un grado de exactitud dentro del $\pm 1\%$ para el rango de 1/500 a 1/1 de la capacidad de la celda. Las probetas de los laminados de estudio tienen una forma plana, y por lo tanto, es posible utilizar las mordazas de tipo cuña; una de sus

ventajas principales es el auto-ajuste generado por el principio de cuña al aplicar la carga de tensión, lo cual evita que la probeta se deslice.

El registro de la deformación de la probeta durante el ensayo de tensión se realizó a través de dos formas: el desplazamiento del travesaño móvil de la máquina de ensayos universales Shimadzu AG-X plus 100 kN, y por medio del extensómetro axial Epsilon® 3542-050M-050-ST (longitud calibrada de 50mm). La razón de desplazamiento del travesaño móvil (2 mm/min) de la máquina de ensayos se utilizó como parámetro de velocidad del ensayo de acuerdo a la norma ASTM D3039 [19].

En la Tabla 12 se muestran los datos de las propiedades mecánicas de las probetas del laminado A3 [+15/-15/0]s. En la Figura 21 se observan las curvas a tensión de las probetas del laminado A3 [+15/-15/0]s, donde se puede ver el comportamiento del laminado al ser sometido a cargas cuasi estáticas.

Tabla 12: Propiedades mecánicas de las probetas del laminado A3 [+15/-15/0]s (Anexo A).

Propiedades mecánicas de las probetas del laminado A3				
PROBETA	F _{max} (N)	σ _u (MPa)	ε _{maq} (%)	ε _{ext} (%)
A3A	26408.78	675.808	3.378	1.148
A3E	33722.5	678.803	3.731	1.174
A3F	31927.08	674.504	3.584	1.300
A3H	26927.22	609.961	3.198	1.055

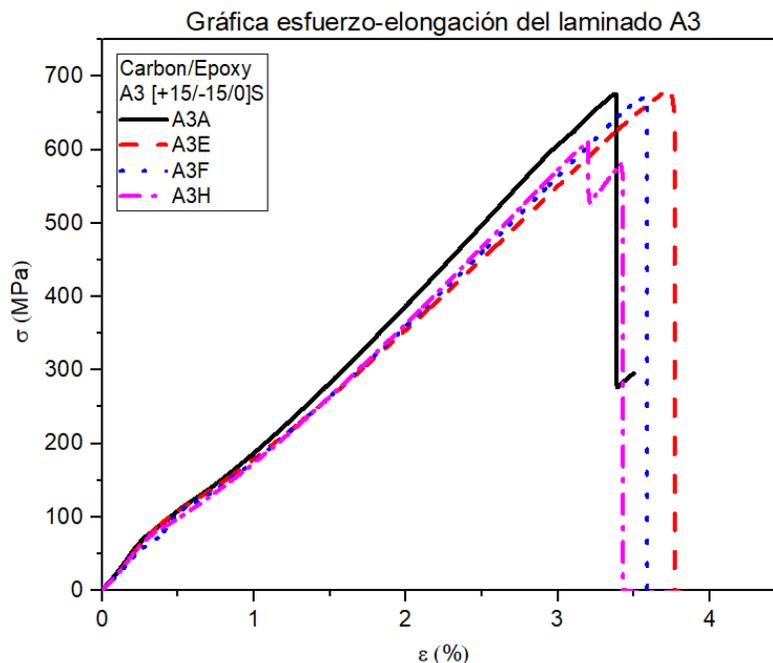


Figura 21: Gráficas esfuerzo-deformación a tensión axial de las probetas del laminado A3 (Anexo A).

5.2 Pruebas a fatiga

En la Figura 22 se muestra la máquina de ensayos universal MTS 810 utilizada para las pruebas de fatiga del material laminado, La cual cuenta con un sistema servo-hidráulico uniaxial. El sistema 810 emplea conjuntos de unidades de carga MTS modelo 318 que tienen una fuerza nominal de hasta 500 kN. Utiliza el software MTS 793, para la elaboración del programa para el ensayo a realizar. Permite un desplazamiento de 100 mm, a una frecuencia de trabajo de 0 y 20 Hz



Figura 22: Máquina de ensayos universal MTS 810

En la Figura 23 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplica a cada probeta de los laminados considerando recomendaciones de la norma ASTM D3479 [20].

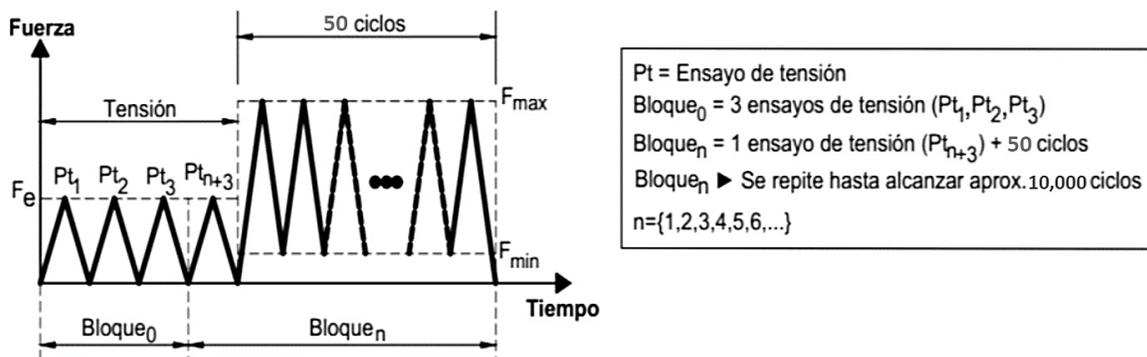


Figura 23: Esquema de la secuencia de cargas para el análisis de fatiga.

La realización del ensayo de tensión ($P_{t1}, P_{t2}, P_{t3}, P_{t3}, P_{tn+3}$) mostrado en la Figura 23 tiene como propósito determinar el módulo de elasticidad longitudinal (E) inicial y subsecuente a la aplicación de n número de ciclos. El ensayo de tensión se realiza al nivel de un porcentaje de la fuerza de ruptura promedio (F_e) para obtener el registro de la elongación en un rango de 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039 [19]. El valor de fuerza F_e para un laminado se determina utilizando los datos experimentales obtenidos previamente de los ensayos de tensión, F_e es un porcentaje del nivel de fuerza de ruptura promedio ($F_{ruptura}$) en un laminado y su valor debe ser mayor al nivel de fuerza promedio necesaria para alcanzar el 0.3% de elongación ($F_{0.3\%}$) como se muestra en la Tabla 13. El procedimiento para determinar el porcentaje de fuerza de ruptura de un laminado es el siguiente [18]:

- Obtener el promedio de $F_{ruptura}$ del laminado y de $F_{0.3\%}$
- Designar el 100% a $F_{ruptura}$ promedio y calcular el porcentaje de $F_{0.3\%}$
- Sumar un porcentaje de seguridad (10%) al porcentaje de $F_{0.3\%}$ calculado para obtener el porcentaje correspondiente a F_e
- Calcular el valor de F_e a partir de su porcentaje.

Tabla 13: Procedimiento para determinar el porcentaje de fuerza de ruptura del laminado A2 (Anexo B).

PROBETA	* $F_{ruptura}$ (N)	** $F_{0.3\%}$ (N)
A2C	31071.71	7995.987
A2D	29687.55	7737.573
A2E	28519.07	7841.46
A2F	26179.36	7505.64
PROMEDIO	28864.422	7770.165
Porcentaje %	100	26.919
	% agregado	+10
	F_e (%)	36.919
	F_e (N)	10656.607

(*) Nivel de fuerza de ruptura en una probeta del laminado sin considerar la alineación vertical inicial.

(**) Nivel de fuerza en una probeta al alcanzar el 0.3% de elongación por medio del extensómetro.

En la Tabla 14 se presentan los parámetros requeridos para la curva cíclica y ensayo a fatiga para las probetas de los laminados ya mencionados.

Tabla 14: Parámetros para los ensayos de fatiga (Anexo B).

Ciclos (curva cíclica)					
Forma	Triangular	Amplitud	Constante	Parámetro de control	Esfuerzo (fuerza)
Razón de carga	0.1	Esfuerzo máximo	75% σ_u		
Velocidad y duración de cada ensayo de fatiga					
Frecuencia	5 Hz	Ciclos	10,000 (fatiga de bajo ciclo)		
Presión en mordazas	580 psi, considerando el estudio realizado por I. De Baere <i>et al</i> [61].				

A partir de la caracterización del material se obtiene el esfuerzo último, y a partir de éste se realiza el cálculo para determinar las fuerzas de control para la curva cíclica que se aplicará durante el ensayo de fatiga. En la Tabla 15 se presentan los datos de la carga cíclica determinados para las probetas del laminado A2. Las fuerzas máxima y mínima a aplicar se obtuvieron a partir del 75% del esfuerzo último (obtenido de la caracterización estática) entre el área transversal de la probeta.

Tabla 15: Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado A2 (Anexo B).

Control de la carga cíclica			
$\sigma_u = 679.5394 \text{ MPa}$			
Probetas	75% σ_u (MPa)	F_{max} (N)	F_{min} (N)
A2A	509.655	20995.826	2099.583
A2B	509.655	23392.384	2339.238
A2G	509.655	21277.390	2127.739
A2H	509.655	19411.832	1941.183

5.2.1 Programa para la máquina de fatiga.

El programa que rige los ensayos de fatiga se divide en tres procesos: a) proceso global, b) proceso del ensayo de tensión y c) proceso de la carga cíclica. La Figura 24 muestra el desglose de los procesos.

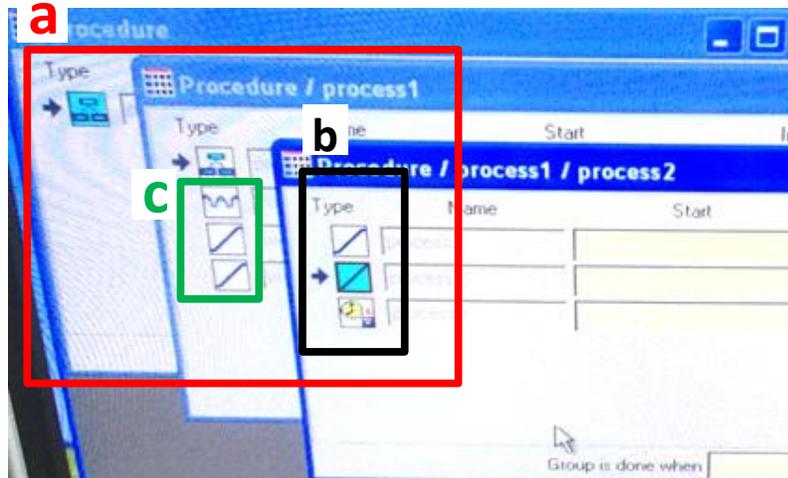


Figura 24: Programa para los ensayos de fatiga

a) Proceso global: en este proceso, se indica la cantidad de veces que se repetirán los procesos (b) y (c), el número de repeticiones depende del número de ciclos que se programan para el bloque (c).

b) Proceso del ensayo de tensión: en este proceso, se programa una carga y descarga de la probeta para monitorear el módulo de elasticidad longitudinal.

c) Proceso de la carga cíclica: en este proceso, se introducen los parámetros de la curva cíclica, además se programa una descarga de la probeta para preparar la probeta y la máquina para el siguiente bloque de cargas.

En la Tabla 16 se describe el procedimiento aplicado a la probeta A2B del laminado A2.

Tabla 16: Datos del programa para las pruebas de fatiga del laminado A2B (Anexo B).

Proceso global			
Iteraciones	200		
Proceso del ensayo de tensión			
Frecuencia de carga	0.1 Hz	Frecuencia de descarga	0.1 Hz
Fuerza de carga	10.752 kN	Fuerza de descarga	100 N
Adquisición de datos	Cada 0.001 seg	Tiempo de muestreo	6 seg
Proceso de la carga cíclica			
Frecuencia	5 Hz	Fuerza máxima	23400 N
Ciclos	50	Fuerza mínima	2340 N
Descarga	1 mm a 0.025 Hz	Carga de preparación	10 N a 0.25 Hz

En la Figura 25 se muestra la probeta A2B del laminado A2, a) montada y lista para empezar el ensayo de fatiga, b) la probeta después del ensayo de fatiga llevada a la falla total.

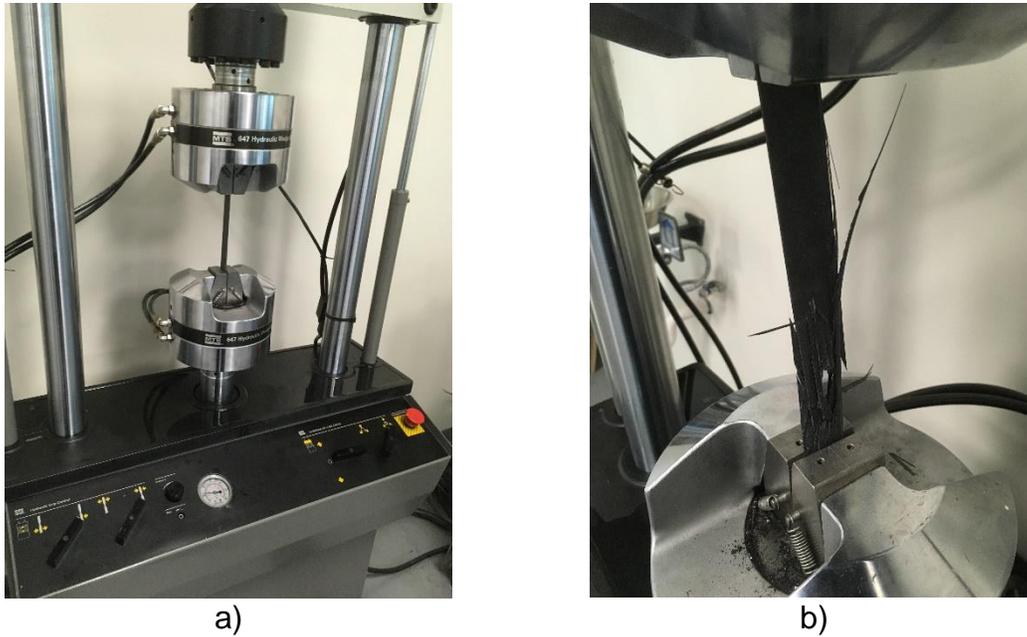


Figura 25: Probeta A2B, a) antes del ensayo de fatiga, b) después del ensayo de fatiga.

La Figura 26 muestra la gráfica del monitoreo del módulo de elasticidad longitudinal de las probetas del laminado A2, los datos fueron capturados cada 50 ciclos durante la prueba de fatiga.

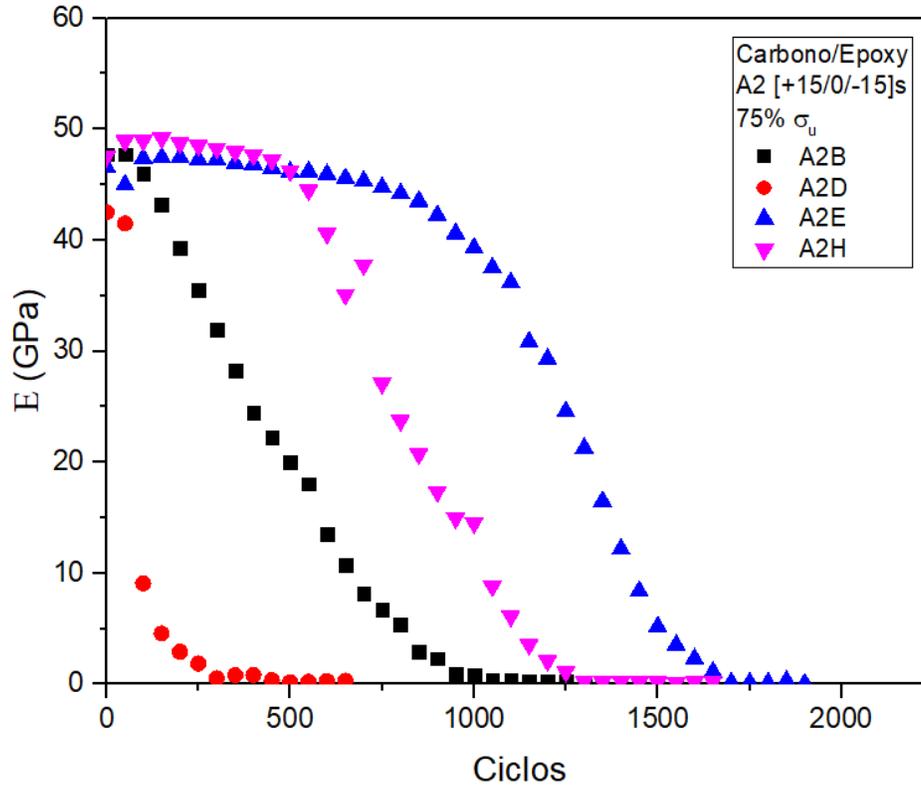


Figura 26: Monitoreo del módulo de elasticidad de las probetas del laminado A2 (Anexo B).

En la gráfica de la Figura 26 se observa el comportamiento del módulo de elasticidad de las probetas A2B, A2D, A2E y A2H del laminado A2, si bien el comportamiento en cuanto al número de ciclos que soporta cada probeta es diferente, se puede observar que a pesar de la diferencia en ciclos, se tiene un comportamiento similar y por ende una tendencia en cuanto a la degradación del módulo de elasticidad. La variación que presentan las probetas en cuanto al número de ciclos soportados se puede atribuir a diferentes factores como; la manufactura, la fracción de volumen de fibras en cada probeta e imperfecciones originadas en la manufactura, además de la geometría de cada una de las probetas.

CAPÍTULO 6

DESARROLLO DEL MODELO

En este apartado se presenta el procedimiento adoptado para el desarrollo del modelo con base en las variables de diseño del material (orientación de las láminas y secuencia de apilado). Se analizó la comparación entre modelos de la literatura para asegurar que el modelo base presenta una buena estimación de la acumulación de daño; esto da certeza de lo que se puede obtener con la variante del modelo en función de las variables que se consideran en el trabajo presentado. Se realizaron una serie de procedimientos, tanto para la selección de los datos iniciales como para comprobar los modelos resultantes con respecto a los datos experimentales y el modelo base. Se comprobó el porcentaje de estimación del modelo.

6.1 Comparación entre modelos de la literatura

Se compararon los modelos de Shiri *et al* [17], Wu y Yao [14] y Mao y Mahadevan [15] con respecto a los datos experimentales de las pruebas de fatiga de los laminados utilizados en este trabajo. Los modelos se seleccionaron de la literatura, siendo éstos los que mejores resultados presentan y que se adaptan a los datos experimentales generados en este trabajo (degradación del módulo de elasticidad longitudinal), para el análisis comparativo de los modelos considerados se tomó en cuenta el criterio del porcentaje de estimación que presentan. En la Figura 27 se observa la comparación de las correlaciones obtenidas de los modelos considerados con respecto a los datos experimentales generados en este trabajo.

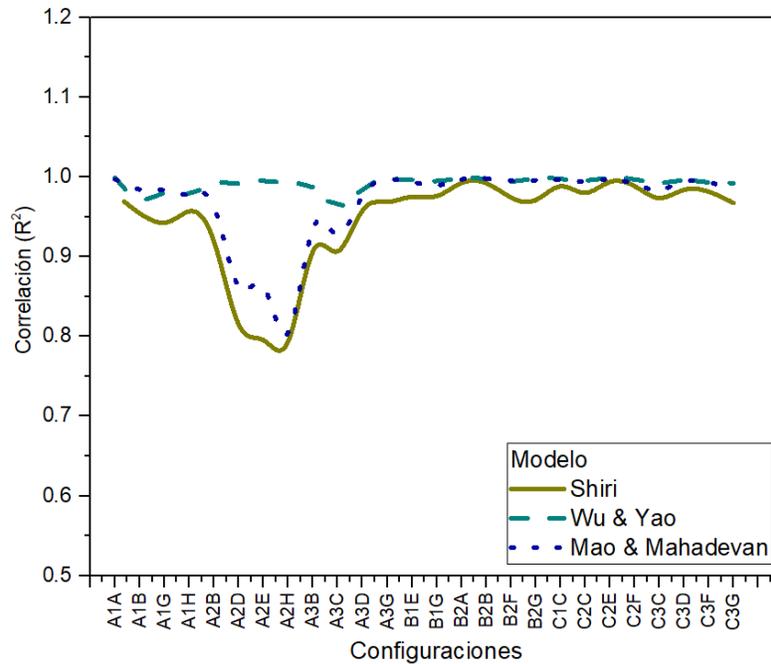


Figura 27: Comparación de la estimación del daño entre los modelos seleccionados y los datos experimentales.

Como se puede observar en la Figura 27, existe una área en la cual la correlación los modelos de Shiri *et al* [17] y Mao y Mahadevan [15] es baja con respecto a la correlación que presenta el modelo de Wu y Yao [14], esto se puede deber a la adaptación que presentan los modelos con respecto a los datos experimentales y que tan cercana es la estimación que realizan con respecto a los datos experimentales. Además se puede observar que el comportamiento que presenta el modelo de Wu y Yao [14] con respecto a los datos experimentales es más estable que los otros dos modelos estudiados acorde a los datos arrojados por el software utilizado (OriginPro2015).

En porcentajes de estimación de daño de las configuraciones de laminados estudiadas, con respecto al modelo que presentan Wu y Yao [14], Shiri *et al* [17] arroja un 53.8% de menor estimación y Mao y Mahadevan [15] presenta un 19.23% de menor estimación (ver Figura 28; C.S- correlación por Shiri, C.W&Y- correlación por Wu y Yao, C.M&M- correlación por Mao y Mahadevan).

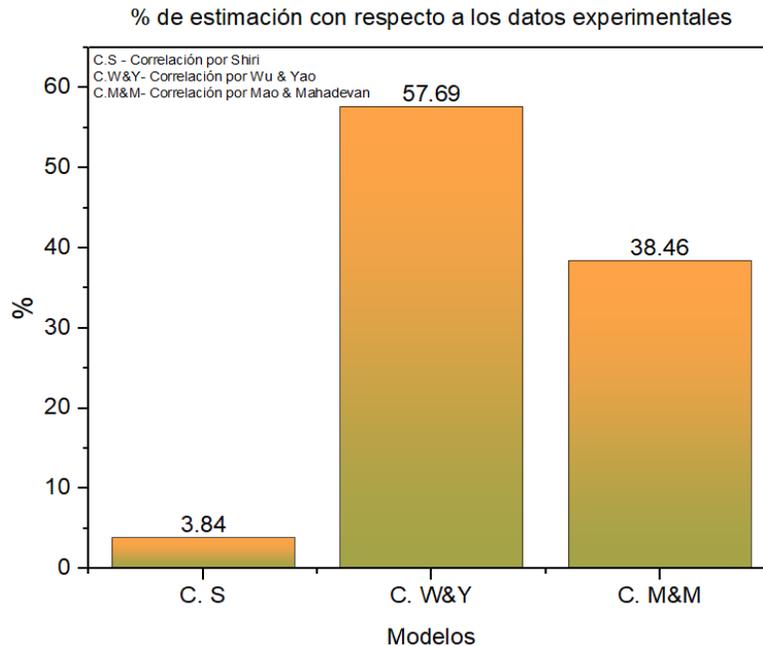


Figura 28: Gráfica del porcentaje de estimación de los modelos de daño estudiados con respecto a los datos experimentales de los laminados de estudio.

De acuerdo a los resultados obtenidos donde se observa el nivel de adaptación de los modelos con respecto a los datos experimentales, el modelo de Wu y Yao [14] es el modelo más prometedor para utilizarse como base para el desarrollo del objetivo planteado en este trabajo.

Es importante señalar que el porcentaje de estimación no indica que los resultados obtenidos por los modelos presenten una dispersión significativa, sino que es un indicador de cómo el modelo se acopla a los datos experimentales. Así, por ejemplo, se puede observar que para el laminado A1A el modelo de Wu y Yao [14] presenta 0.021 de mejor correlación con respecto a Shiri *et al* [17] y 0.003 de mejor correlación con respecto a Mao y Mahadevan [15] (ver Figura 29a), sin embargo los tres modelos presentan correlaciones por encima de 0.9. Un caso similar se puede observar para el laminado B1E (ver Figura 29b).

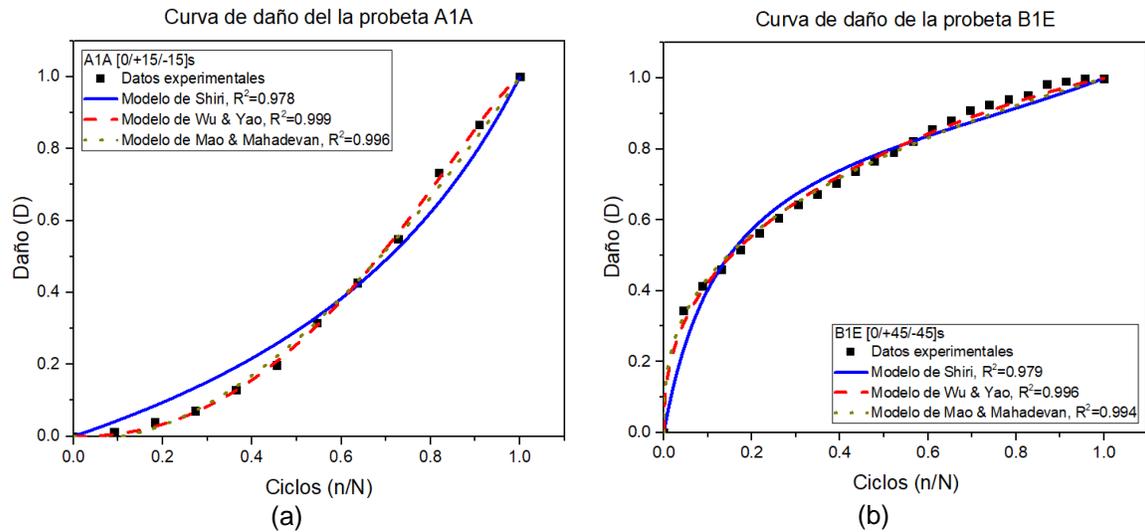


Figura 29: Gráfica de la correlación obtenida por los modelos considerados con respecto a los datos experimentales, a) configuración A1 y b) configuración B1.

6.1.1 Modelo de estimación daño de Wu y Yao

El modelo desarrollado por Wu y Yao [14] está en función de dos parámetros (A y B) relacionados a las propiedades mecánicas que son proporcionales a la vida de fatiga de los materiales e inversamente proporcionales al nivel de carga. El modelo de daño propuesto se presenta en la Ecuación 7.

$$D(n) = \frac{E_0 - E(n)}{E_0 - E_f} = 1 - \left(1 - \left(\frac{n}{N}\right)^B\right)^A \tag{7}$$

Donde: E_0 es el módulo de Young inicial, E_f es el módulo de Young final (al fallo), $E(n)$ es el módulo de Young del material sometido a la n -ésima carga cíclica, n es el ciclo, N es la vida de fatiga, A y B son parámetros modelo, $D(n)$ es el daño por fatiga, que es igual a 0 cuando $n = 0$ y es igual a 1, cuando $n = N$.

El modelo de Wu y Yao [14] se basa en un análisis de degradación del módulo de elasticidad, esto de manera experimental. Para estimar los parámetros A y B se realiza un análisis de regresión lineal sobre los datos experimentales obtenidos. De acuerdo al análisis experimental realizado por Wu y Yao [14] los parámetros A y B se pueden estimar como:

$$A = 0.67B + 0.44 \tag{14}$$

$$B = k \frac{\log N}{(1 - R) \left(\frac{\sigma_{max}}{\sigma_{ult}} \right)} \quad (15)$$

Donde; A y B son parámetros que dependen del material, k es una constante de proporcionalidad obtenida a partir de datos experimentales, N es el número tal de ciclos, R es razón de carga, σ_{max} es el esfuerzo máximo y σ_{ult} es el esfuerzo último.

6.1.2 Datos iniciales para el desarrollo del modelo

Dado que la variable de fracción de volumen se descarta debido a que resulta difícil de controlar, es decir, no genera una tendencia clara y depende del proceso de manufactura y distribución del material dentro del laminado del cual se obtienen las probetas de estudio, se realizó un enfoque inicial con respecto de coeficientes que permitan describir el comportamiento del material. Estos coeficientes sirven de apoyo inicial para la generación de expresiones que permitan describir el comportamiento de los laminados por lotes de y así posteriormente obtener un modelo en función del apilado y orientación de las fibras.

Si en un laminado ' L ' con orientación de las fibras ' θ ' y secuencia de apilado ' A_p ' por ejemplo, las configuraciones propuestas en este trabajo, al realizar el análisis de fatiga para cada configuración, cada laminado presenta diferente curva de daño con respecto a las otras configuraciones, pero cada configuración con una tendencia característica. Por lo tanto, la curva de daño dependerá de la orientación y el apilado y cómo estas variables afectan en el desempeño y propiedades del material. Sin embargo, se debe tener en cuenta la distribución de imperfecciones generadas por manufactura reflejadas en el número de ciclos que soporta el material y en la fracción de volumen. En la Figura 30 se muestran las curvas de daño de las 9 configuraciones de laminados utilizadas en este trabajo obtenidas a partir del modelo de Wu y Yao [14].

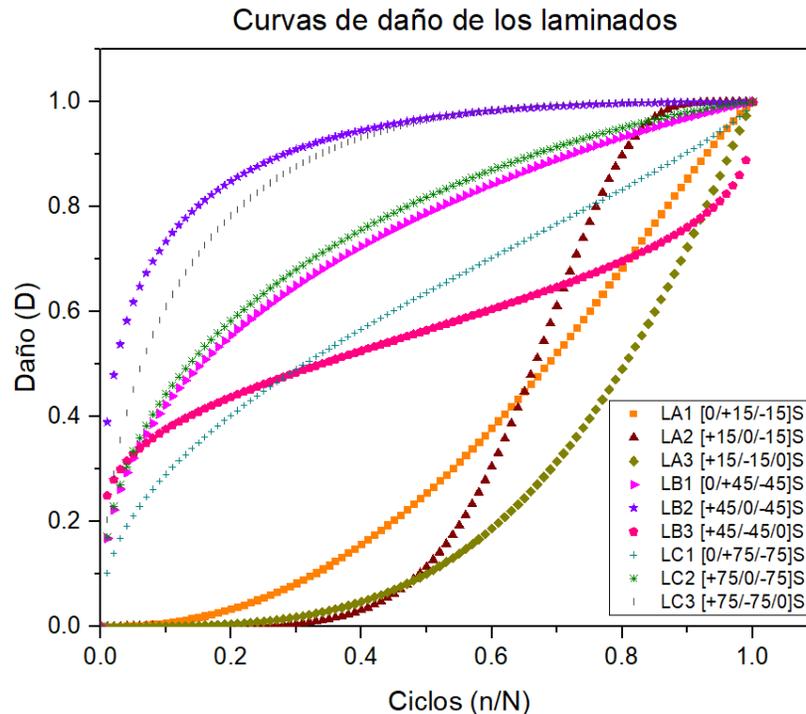


Figura 30: Curvas de daño obtenidas a partir del modelo de Wu y Yao [14], de los laminados considerados en el presente trabajo.

En las curvas de daño presentadas en la Figura 30 se puede observar la tendencia de los laminados con respecto a las variables de diseño; orientación de fibras y secuencia de aplicado. A partir de la información del comportamiento de las curvas de daño que se observan en la gráfica se puede tener un acercamiento de como las variables de diseño de cada configuración afectan su desempeño bajo cargas cíclicas.

6.2 Metodología de desarrollo del modelo empírico

A partir de los datos experimentales obtenidos se manejan dos variables de diseño principales: orientación de las fibras y secuencia del apilado, de acuerdo a las configuraciones propuestas y al hecho de que son controlables. Sin embargo, durante el proceso se consideraron dos variables más: a) la fuerzas máximas aplicadas en los ensayos de fatiga y b) la fracción de volumen de fibra, esto debido a la influencia que presentan en el comportamiento del parámetro B empleado en el modelo, en la Figura 31 se muestra el comportamiento del parámetro B en función de la fracción del volumen de fibras y las fuerzas máximas aplicadas en el ciclo de cargas en cada laminado.

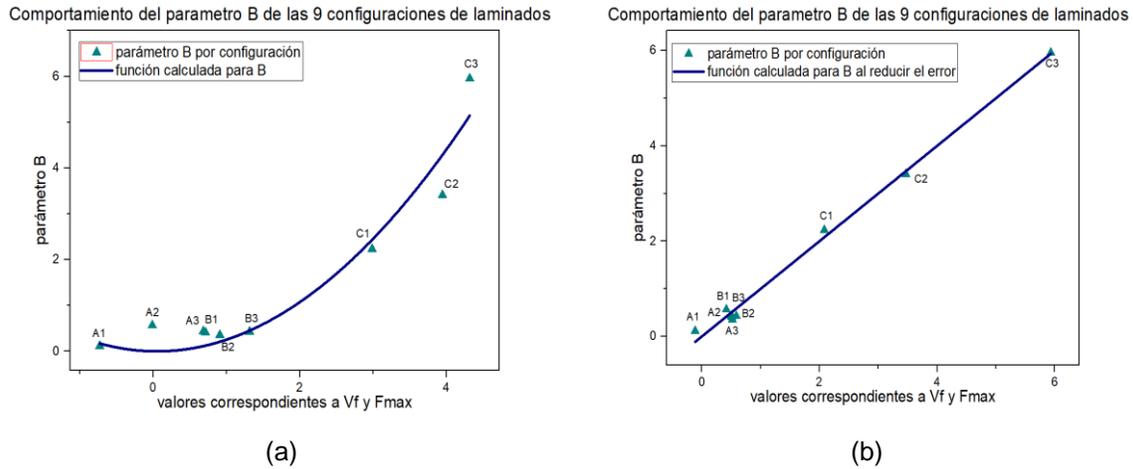


Figura 31: Comportamiento del parámetro B de las 9 configuraciones de laminados estudiados con respecto a la fracción de volumen de fibras y fuerza máxima aplicada en el ciclo de carga; a) estimación del comportamiento inicial y b) comportamiento al reducir el error.

La fuerza máxima y la fracción de volumen se usaron para el cálculo de un factor de corrección para la adaptabilidad del modelo con respecto a los datos experimentales. Éste se utiliza para realizar el análisis de comportamiento de los laminados de estudio respecto a la curva de evolución de daño. De esta manera se establece una variante del modelo propuesto por Wu y Yao [14] para estimar la acumulación de daño, reduciendo el proceso para realizar la estimación. En la Figura 32 se muestra el esquema del procedimiento seguido para este trabajo y en la Tabla 17 se describen cada una de sus partes.

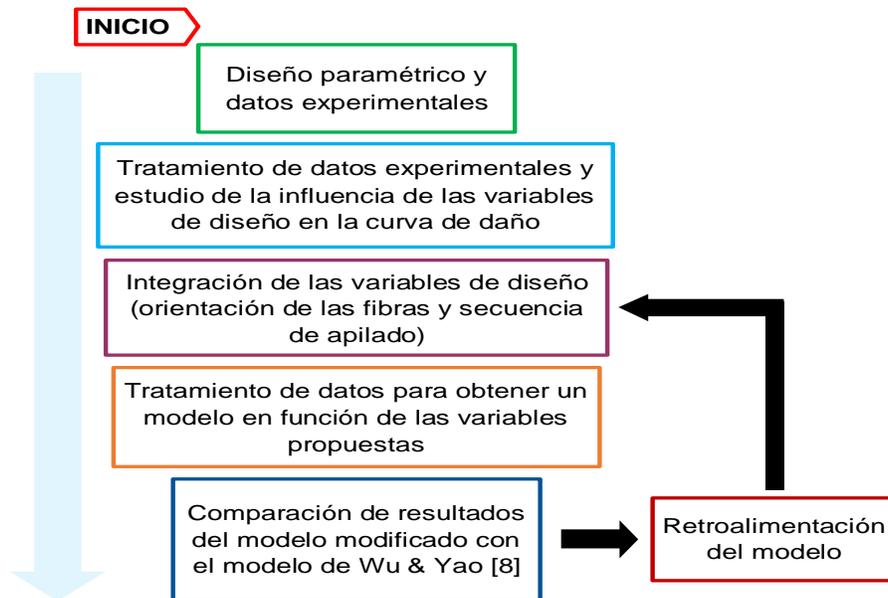


Figura 32: Esquema del procedimiento a seguir para establecer la variante del modelo de estimación de daño.

Tabla 17: Descripción del procedimiento del método a seguir.

DESCRIPCIÓN DEL PROCEDIMIENTO		
Actividad	Descripción	Comentarios
1) Diseño paramétrico y datos experimentales	Se hizo un análisis de los datos experimentales a generar y de los que se presentan en la literatura usados para el estudio	Se observaron los datos que presentan un comportamiento representativo de los laminados sometidos a fatiga y los que se puedan utilizar de la literatura
2) Tratamiento de datos experimentales y estudio de la influencia de las variables de diseño en la curva de daño	Los datos se sometieron a análisis con el fin de estudiar la influencia que presentan en la curva de daño del material, así como las variables alternativas con las que se generó una buena adaptación con los datos experimentales	Se buscará obtener una buena relación del modelo con respecto a los datos experimentales a partir de métodos de regresión no lineal
3) Integración de las variable de diseño (orientación de las fibras y secuencia de apilado)	Una vez establecida la variable de orientación y secuencia de apilado, se integraron los datos para obtener los parámetros del modelo del modelo presentado por Wu & Yao [8].	Se realizó de manera similar en que se seleccionan los datos en el primer punto
4) Tratamiento de datos para obtener un modelo en función de las variables propuestas	Se realizaron una serie de análisis de datos para completar un modelo que presente un porcentaje de error aceptable con respecto a los datos experimentales para las configuraciones propuestas.	La relación que se obtenga dependerá del primer tratamiento de datos, de forma que se podrá regresar al tratamiento anterior para lograr una buena relación
5) Comparación de resultados del modelo modificado con el modelo de Wu & Yao [8]	Se realizó una verificación del modelo modificado con respecto al modelo base y los datos experimentales para realizar una retroalimentación del trabajo	Esto con el objetivo de obtener una estimación aceptable del daño mediante la implementación de variables de diseño
6) Retroalimentación del modelo	Por cada modificaciones y re análisis se aportó alguna mejora a el modelo con respecto a la relación de estimación de evolución del daño	Se evaluó la correlación del modelo

6.2.1 Tratamiento de datos iniciales

El modelo propuesto por Wu y Yao [14], es un modelo fenomenológico para estimar la acumulación de daño en materiales compuestos con base en la regla de degradación de la rigidez. Dicho modelo se apoya de dos parámetros; A y B , que dependen de las propiedades mecánicas del material por lo que lo llamaremos como “modelo de estimación de daño por degradación bi-parametral”. De acuerdo al análisis comparativo realizado el modelo de Wu y Yao [14] arrojó resultados con mayor adaptación a los datos experimentales. Para obtener los parámetros A y B se requiere realizar una regresión lineal del modelo, con respecto de la curva de daño del material construida a partir de la degradación del módulo de elasticidad longitudinal. A partir de un análisis experimental exhaustivo realizado por Wu y Yao [14], propusieron expresiones para obtener los parámetros A y B para materiales compuestos específicos utilizados en el análisis experimental [14].

Se analizaron las tendencias de los parámetros A y B en las configuraciones propuestas así como de variables características del material, tales como: fracción de volumen de fibra (V_f), esfuerzo máximo (σ_u), geometría del material y de las variables propuestas; orientación de las láminas y secuencia apilado. En la Figura 33 y Figura 34 se presentan las gráficas que muestran la variación de los parámetros A y B con respecto a las variables de orientación de las láminas y secuencia de apilado, a partir de los datos representativos para cada configuración.

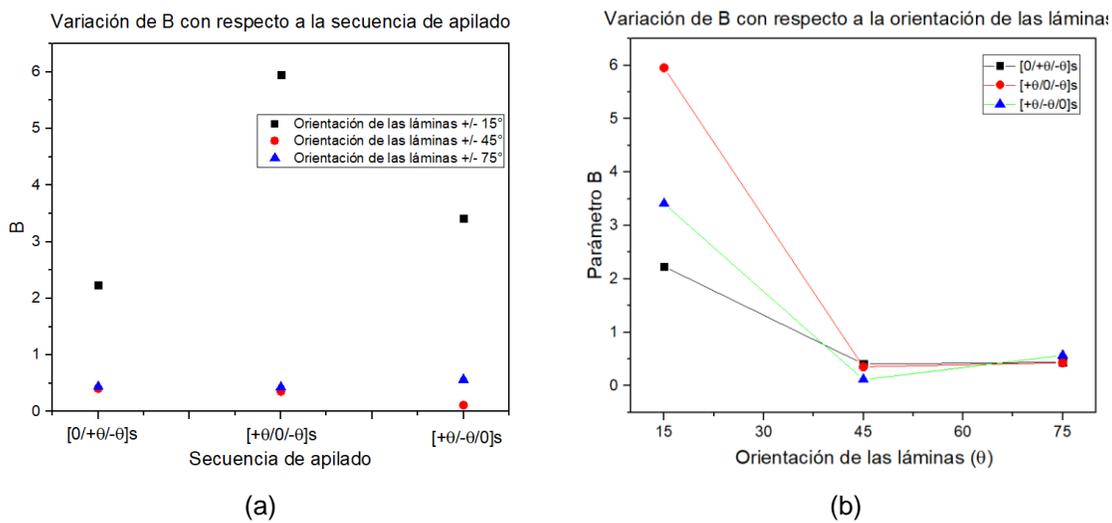


Figura 33: Variación de B con respecto a las variables de diseño a) secuencia de apilado y b) orientación de las láminas.

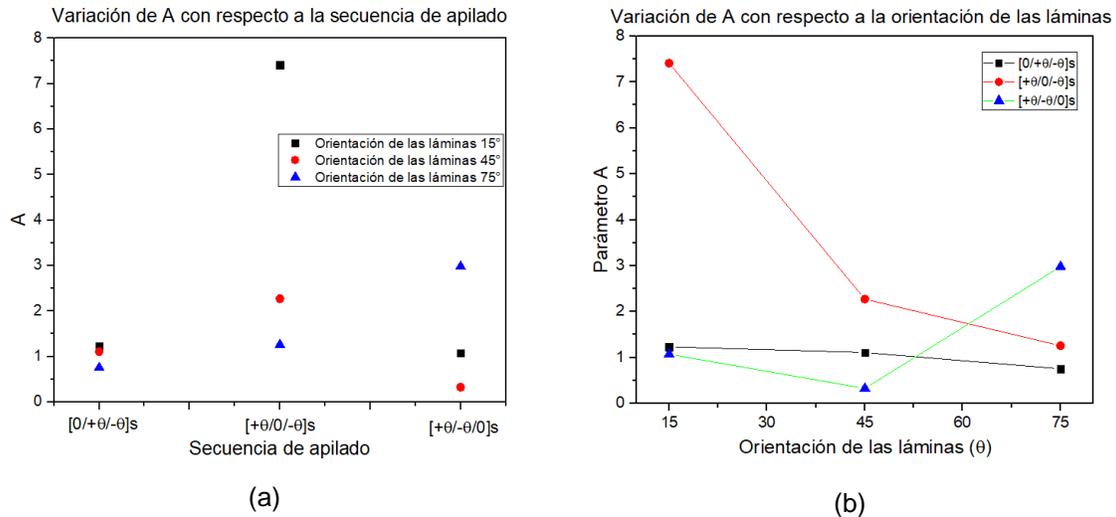


Figura 34: Variación de A con respecto a las variables de diseño a) secuencia de apilado y b) orientación de las láminas.

A partir del análisis de comportamiento de las curvas de daño y de los parámetros A y B con respecto a las variables consideradas, se obtuvieron expresiones para ambos parámetros de acuerdo al análisis realizado. Se representa el parámetro A mediante una expresión dependiente de la orientación (Ecuación (16)), obteniendo tres expresiones para diferenciar entre apilados. En la Tabla 18 se muestran los coeficientes de la expresión que representa a el parámetro A . El parámetro B se estableció como una expresión que depende de la orientación y de un factor de corrección (k) calculado a partir de los esfuerzos aplicados al material, su geometría y la fracción de volumen. En la Tabla 19 se muestran los coeficientes de la expresión que representa a el parámetro B .

Tabla 18: Coeficientes del análisis para A

Coeficientes para A_1		
$a_1=1.2146$	$b_1=0.00321$	$c_1=-1.24E-4$
Coeficientes para A_2		
$a_2=11.5298$	$b_2=-0.3089$	$c_2=0.0022$
Coeficientes para A_3		
$a_3=2.7216$	$b_3=-0.1382$	$c_3=0.0018$

El parámetro A en función de la orientación de las láminas y del apilado:

$$A_{(n)} = a_n + b_n * or + c_n * or^2 \tag{16}$$

Donde a_n, b_n y c_n son los coeficientes del parámetro A para el apilado n y or es la orientación de las láminas.

Tabla 19: Coeficientes del análisis para B

Coeficientes para B	
a=-0.477	b=2.4889
c=-0.7619	d=0.0943

El parámetro B en función de la orientación de las láminas y de k :

$$B_k = a + b * k + c * k^2 + d * k^3 \quad (17)$$

Donde a, b, c y d son los coeficientes de la expresión y k es un factor de corrección que se calcula como:

$$k = 0.4 + 0.15 * B_i - 0.19 * B_i^2 + 0.1 * B_i^3 \quad (18)$$

$$B_i = -10.47 * V_f + 3.37E - 4 * F_{max} \quad (19)$$

Donde B_i es la variable inicial que depende de la fracción de volumen (V_f) y de la fuerza máxima (F_{max}) aplicada en el ciclo de cargas.

Después de obtener las expresiones que representan los parámetros A y B , se realiza la sustitución en la variante del modelo de Wu y Yao [14] (Ecuación (20)) para obtener resultados y compararlos con los datos experimentales y el modelo de referencia.

$$D_f = 1 - \left(1 - \left(\frac{n}{N}\right)^{B_k}\right)^{A_n} \quad (20)$$

Donde D_f es el daño en función de las variables de diseño, n es el enésimo ciclo, N es el número total de ciclos, B_k y A_n son los parámetros calculados a partir de las variables de diseño del material compuesto.

6.3 Validación del modelo propuesto

En la Figura 35 se muestran las gráficas correspondientes a los laminados de configuración A1, A2 y A3. Se observa la comparación entre la curva de daño obtenida por el modelo propuesto en función de los coeficientes iniciales en lugar de los parámetros A y B del modelo de Wu y Yao [14]. En las tres configuraciones presentadas en la Figura 35, se observa que la correlación obtenida por ambos

modelos es similar, es decir, el modelo propuesto estima la curva de daño con valores cercanos a los datos experimentales.

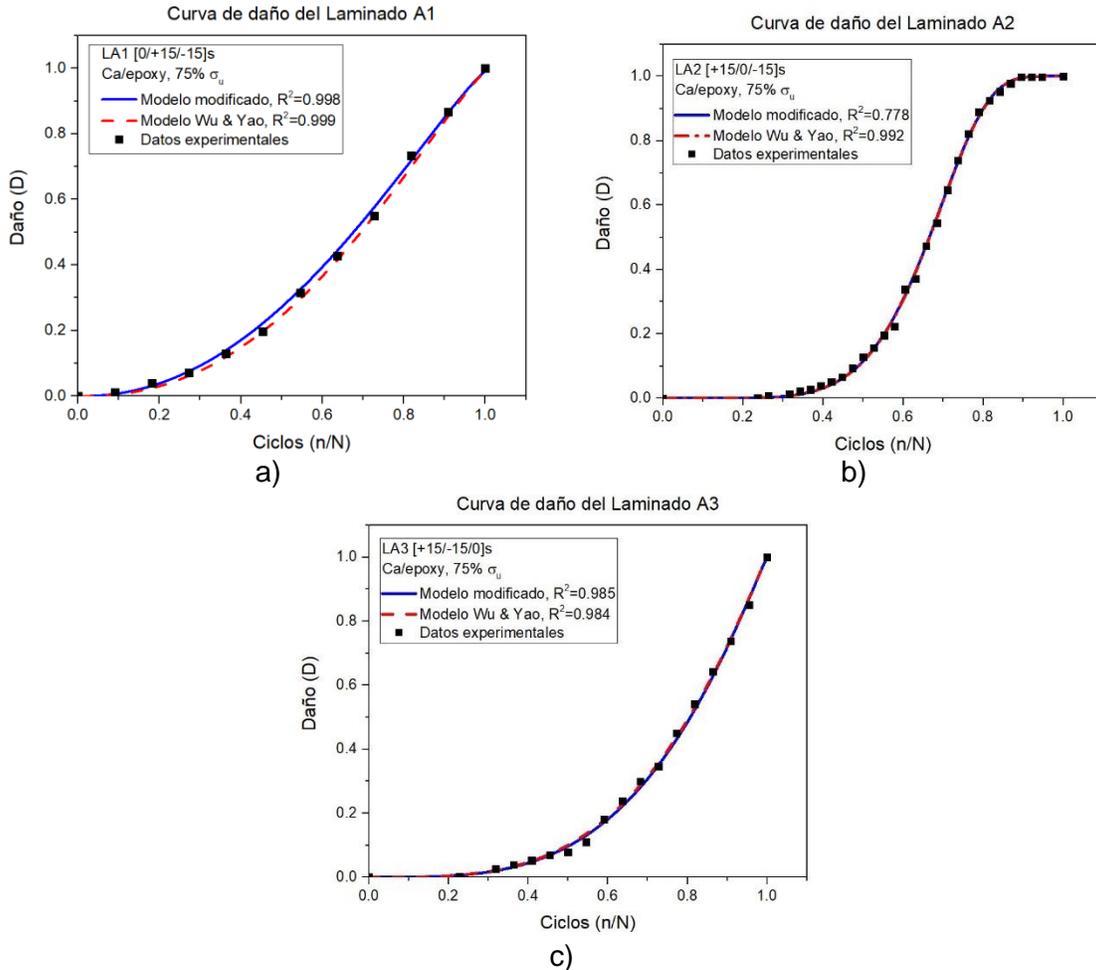


Figura 35: Comparación entre el modelo propuesto y el modelo de Wu y Yao [14], laminado a) A1, b) A2 y c) A3.

En la Figura 36 se muestran las gráficas correspondientes a los laminados de configuración B1, B2 y B3. Se observa la comparación entre la curva de daño obtenida por el modelo propuesto en función de los coeficientes iniciales en lugar de los parámetros A y B y el modelo de Wu y Yao [14]. En las tres configuraciones presentadas en la Figura 36, se observa que la correlación obtenida por el modelo propuesto estima el comportamiento de la curva de daño con valores cercanos a los datos experimentales.

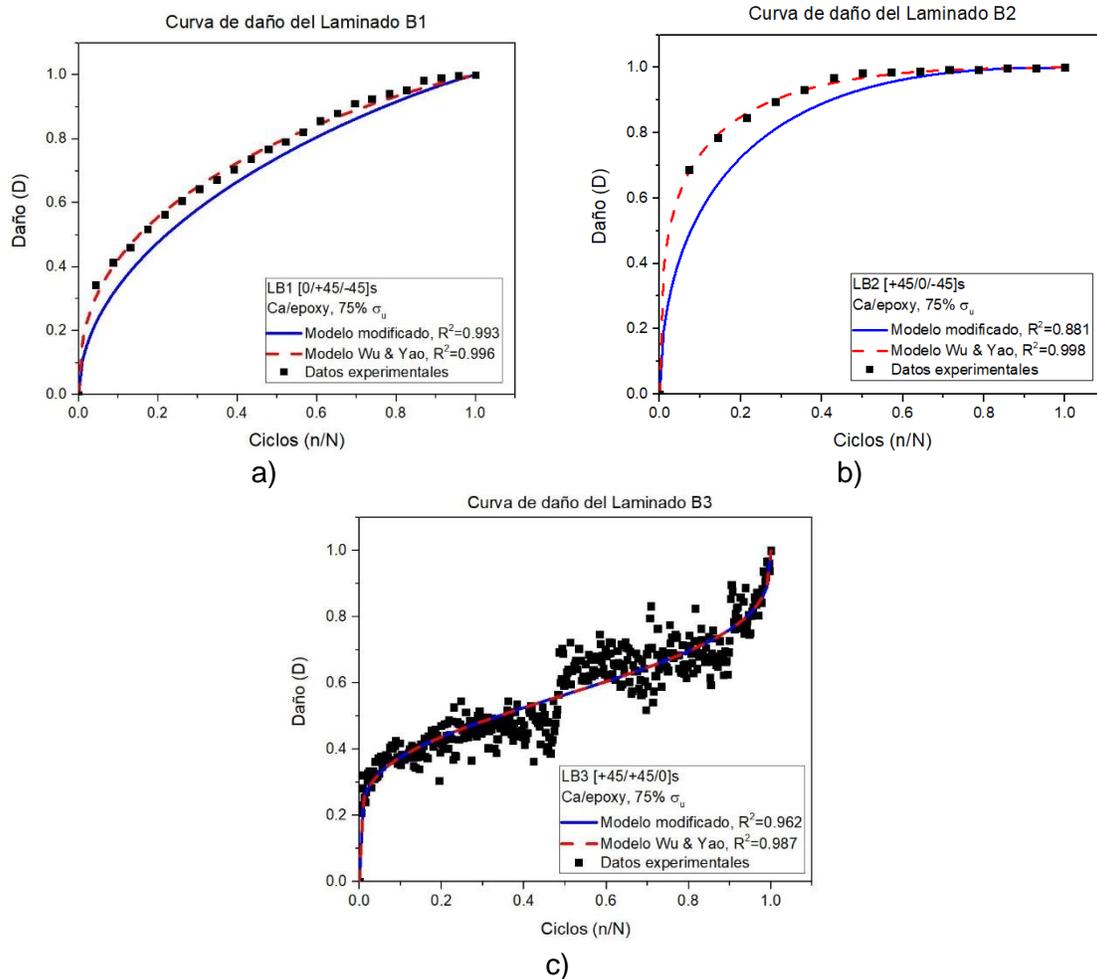


Figura 36: Comparación entre el modelo propuesto y el modelo de Wu y Yao [14], laminado a) B1, b) B2 y c) B3.

En la Figura 37 se muestran las gráficas correspondientes a los laminados de configuración C1, C2 y C3. Se observa la comparación entre la curva de daño obtenida por el modelo propuesto en función de los coeficientes iniciales en lugar de los parámetros A y B y el modelo de Wu y Yao [14]. En las tres configuraciones presentadas en la Figura 37, se observa que la correlación obtenida por ambos modelos es similar, es decir, el modelo propuesto estima el comportamiento de la curva de daño con valores cercanos a los datos experimentales.

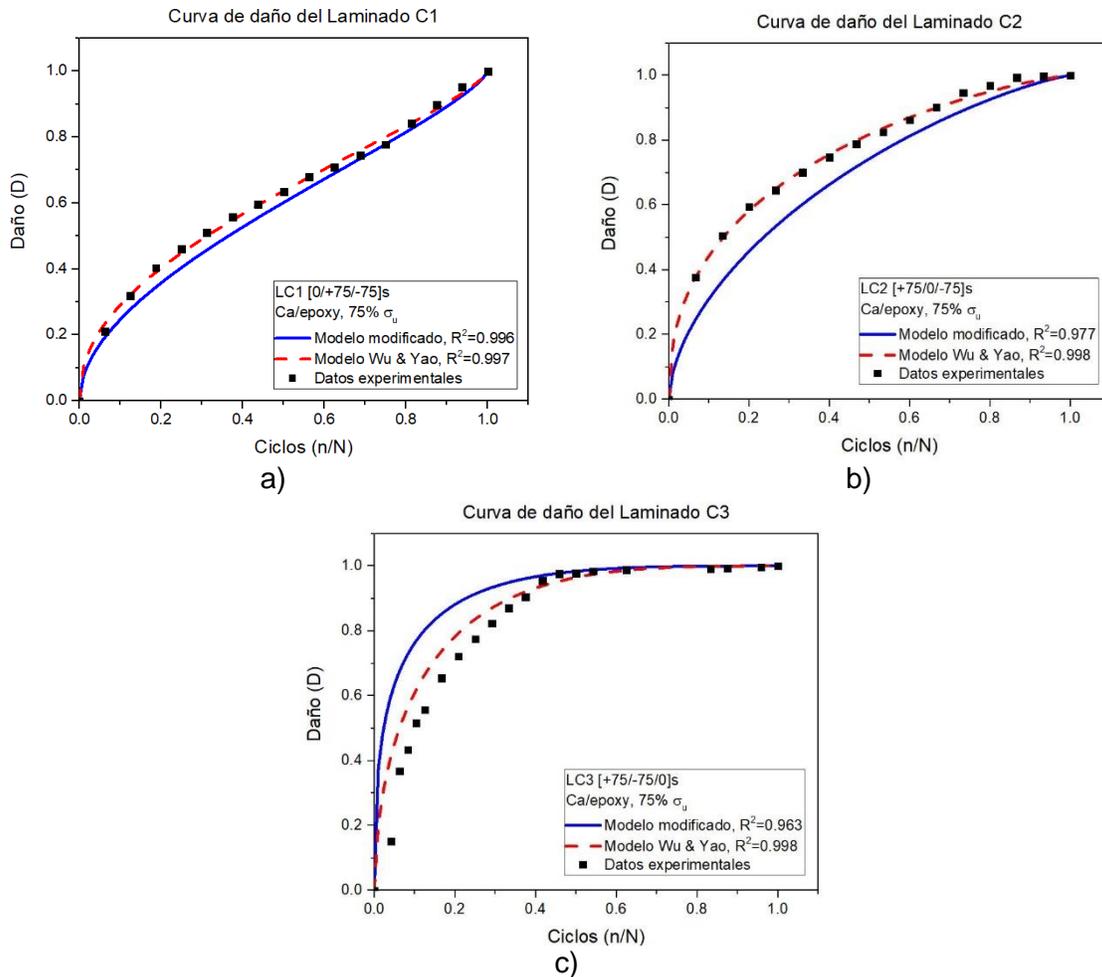


Figura 37: Comparación entre el modelo propuesto y el modelo de Wu y Yao [14], laminado a) C1, b) C2 y c) C3.

Se realizó una comparación entre la correlación obtenida mediante el modelo propuesto y el modelo Wu y Yao [14]. Con esta comparación de correlaciones se busca que el modelo desarrollado presente una estimación con respecto a los datos experimentales, cercana a la presentada por el modelo de Wu y Yao [14]. En la Figura 38 se presentan los resultados obtenidos del análisis comparativo entre las correlaciones promedio obtenidas por los modelos en las nueve configuraciones de laminados.

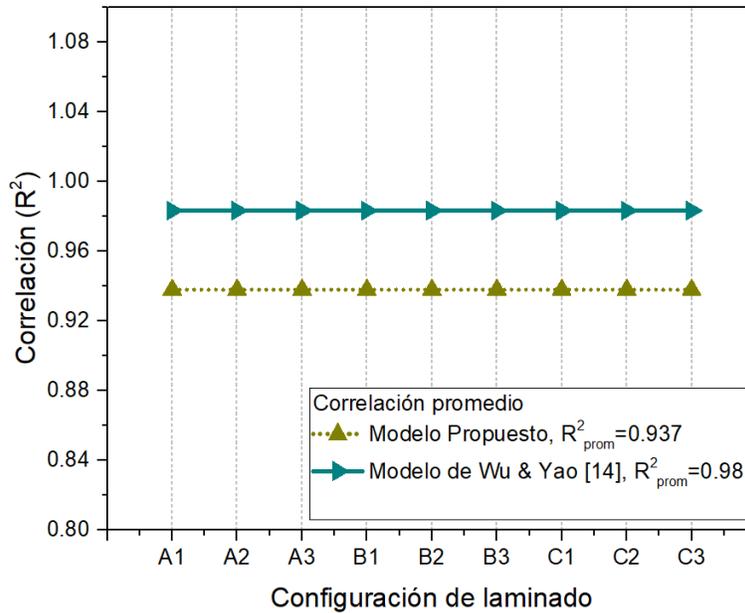


Figura 38: Comparación entre correlaciones promedio obtenidas por medio del modelo propuesto y el modelo de Wu y Yao [14].

A pesar de la variación que presenta la correlación promedio obtenida mediante el modelo desarrollado en este trabajo con respecto al modelo de Wu y Yao [14], se puede decir que el modelo desarrollado demuestra ser alternativa para la estimación del daño con correlación promedio por encima de 0.9 con respecto a los datos experimentales de los laminados estudiados.

6.4 Verificación del modelo: casos de estudio

Se realizaron comparaciones de cómo se adapta el modelo con los datos experimentales reportados en la literatura los cuales contienen diferentes configuraciones; sin embargo, respetan la condición de simetría en su diseño. En la Tabla 20 se presentan los resultados obtenidos de los diferentes datos comparados. Así también, en la Figura 39 se presentan las gráficas de los datos mostrados de la Tabla 20 y su comparación con respecto al modelo propuesto y el modelo de Wu y Yao [14].

Tabla 20: Correlación obtenida de los datos reportados en la literatura al aplicarles el modelo modificado para la obtención de la curva de daño.

Laminado	R^2 Wu y Yao [14]	R^2 modelo modificado
[0/90]2s [13]	0.965	0.783
[+/- 45]2s [12]	0.992	0.832
[0/90 ₃]s [62]	0.926	0.693
[-45/0/45/90]2s [63]	0.993	0.761

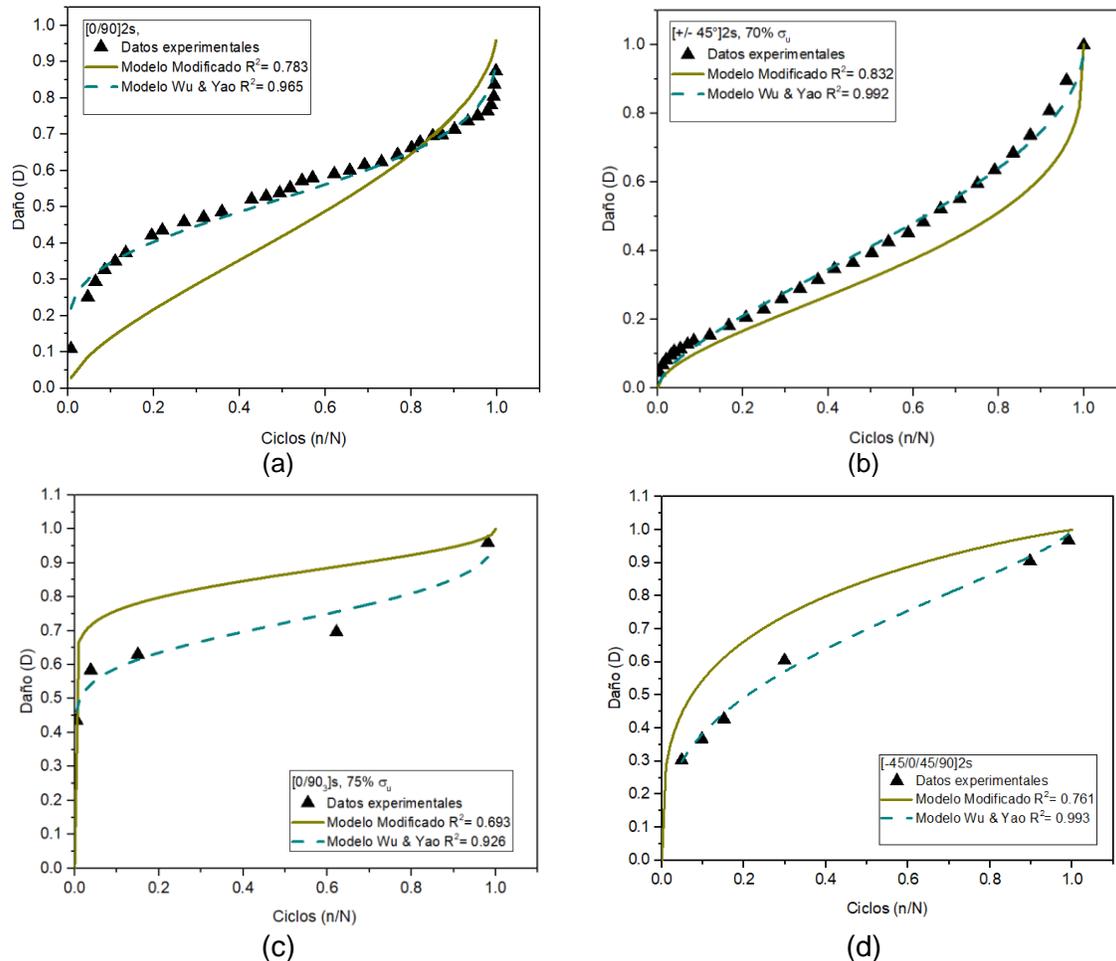


Figura 39: Gráficas de comparación de la correlación obtenida para los datos experimentales reportados en la literatura.

Los resultados obtenidos de la comparación del modelo con los datos experimentales en los casos de estudio pueden variar, debido a que las configuraciones de los laminados de los casos de estudio son un tanto distintas en la secuencia de apilado y número de capas, además del método de manufactura entre otros factores. Por lo que se trató de adaptar el modelo desarrollado para estimar la curva de daño de los materiales, de tal forma que para las variables de orientación y secuencia de apilado se tomaron; la orientación representativa de cada caso y la secuencia apilado cercana a las utilizadas en el modelo.

6.5 Análisis y discusión

A lo largo del capítulo 6, se ha presentado la metodología seguida para llegar al desarrollo de las bases de un modelo para la estimación del daño tomando en cuenta variables de diseño del material. Las variables de diseño se propusieron con base en un trabajo previo [18], realizado para determinar recomendaciones de diseño en materiales compuestos laminados con tolerancia al daño. Se identificaron como variables de estudio a la orientación en que se colocan las capas en el laminado y la secuencia de apilado de éstas sobre el comportamiento que presenta la curva de daño del material. De acuerdo al análisis del trabajo de Alcludia [18], estas variables se pueden controlar de cierta forma que permiten establecer criterios de comportamiento del laminado.

Se realizó una búsqueda de trabajos que presentaran metodologías o modelos en los cuales se abordara la estimación del daño, tanto para comprender, entender y analizar el concepto, así como para estudiar dichos métodos y sentar una base para la metodología a desarrollar. De esta búsqueda se determinó seguir un método en función de la degradación del módulo de elasticidad longitudinal del material, ya que, de acuerdo a la literatura los modelos fenomenológicos basados en el concepto de degradación del módulo de elasticidad presentan buenos resultados con respecto a otros. Se tomaron tres modelos de la literatura en los cuales se pudieran utilizar los datos experimentales obtenidos de las configuraciones de laminados propuestos. Dichos modelos se compararon en función de las correlaciones obtenidas y de esta manera se seleccionó el modelo base.

En la Figura 28 se presenta la comparación de los modelos en porcentaje de estimación. Si bien presentan diferencias significativas en cuanto a porcentaje, esto no significa necesariamente que las estimaciones de daño de un modelo con respecto de otro sean inferiores, sino que en la mayoría de los resultados presentó mejores resultados un modelo con respecto de otro (por décimas o centésimas). Pero, de acuerdo a lo requerido se optó por el modelo que presentó un mejor comportamiento respecto a los datos experimentales.

El modelo presentado por Wu y Yao [14] se basa en una función continua dependiente del número de ciclos normalizados y de dos parámetros (A y B); estos parámetros se obtienen a partir de una regresión lineal de los datos experimentales en función del cambio del módulo de elasticidad longitudinal en el ciclo de carga. Los autores proponen expresiones para estimar los parámetros A y B a partir de sus datos experimentales, donde A depende de una expresión lineal en función de B y B depende de la razón de esfuerzos, la vida a fatiga y una constante de proporcionalidad. Dichas expresiones cumplen para los datos presentados por Wu y Yao [14]; sin embargo, no se pueden extrapolar a otros datos y/o configuraciones.

Se realizó un análisis en el cual se estudió el comportamiento de los parámetros A y B en función de las variables de diseño del material (secuencia de apilado y orientación de láminas) para obtener expresiones que representen dichos parámetros y poder estimar la curva de daño a partir de la modificación del modelo de Wu y Yao [14] en función de las variables de diseño propuestas. De este análisis se obtuvieron expresiones para definir el comportamiento de A en función de la orientación. Sin embargo, en el análisis de la variable de secuencia apilado se tuvo el requerimiento de tres expresiones (una para cada apilado) debido al comportamiento que presenta. En el caso del parámetro B se obtuvo una expresión que incluye la orientación y la secuencia de apilado, esto a partir de un factor de corrección que depende de una variable inicial calculada a partir de la fracción de volumen y las fuerzas aplicadas. Para los datos experimentales en este trabajo, los parámetros A y B calculados a partir de las expresiones propuestas se aproximan a los obtenidos mediante la regresión lineal de los datos experimentales.

Los resultados presentados en la validación del modelo son importantes ya que los datos estimados para la curva del daño del material se aproximan a los datos obtenidos de manera experimental. Si bien los datos estimados y experimentales no son iguales, sí reflejan cierta validez y oportunidad de mejora en la metodología de estimación de daño mediante variables de diseño del material. En la verificación del modelo, las estimaciones de daño calculadas difieren a las experimentales debido a que se comparan configuraciones distintas a las estudiadas en el análisis experimental. Sin embargo, hay un acercamiento

importante en el estudio de las variables de diseño para la estimación de daño en compuestos con resultados que arrojan correlaciones mayores a 0.9 y porcentajes de error menores al 25% con respecto a los datos experimentales. Esto, solo refleja la necesidad de un análisis experimental exhaustivo; si bien las configuraciones propuestas en este trabajo no son pocas, se requiere de un análisis con un número mayor de configuraciones para estudiar y estimar el comportamiento de la curva de daño en función de las variables de diseño y establecer una metodología con un mejor desempeño.

Las limitaciones de estimación de daño de la metodología presentada van de la mano de las configuraciones de laminados propuestas, el número de capas, simetría, secuencia de apilado, orientación de láminas, tipo de refuerzo y matriz, entre otras. De tal forma que entre más se asemeje la configuración del material al que se le aplique esta metodología, mejor estimación presentará. Dicho de otra forma, se puede lograr la estimación de otras configuraciones, estudiando el comportamiento de la curva de daño en función de sus variables de diseño y configuración.

CONCLUSIONES

En este trabajo se realizó un estudio para evaluar el efecto de las variables de diseño del material; orientación de fibras y secuencia de apilado, sobre la acumulación del daño. En la evaluación se consideraron las condiciones de diseño del material como; simetría, apilamiento de seis capas, la orientación de fibras y secuencia de apilado, así como las fuerzas aplicadas en el ciclo de cargas y la fracción de volumen de fibra en el laminado. Se realizaron pruebas estáticas de carga axial (tensión) y de cargas cíclicas de amplitud constante (fatiga axial) para obtener el historial de la degradación del módulo de elasticidad longitudinal del material. A partir de esto, se establecieron las bases de una metodología que permita estimar la acumulación del daño en el material en función de las variables de diseño propuestas. De los resultados obtenidos se pueden establecer las conclusiones siguientes:

- a) De acuerdo al estudio realizado, es posible establecer expresiones en función de variables de diseño, que representen a los parámetros de modelos de estimación daño ya propuestos.
- b) Las configuraciones de laminados propuestas permitieron el estudio del daño en función de las variables consideraras para establecer un modelo.
- c) El proceso de manufactura es un factor importante ya que, si se logra un control sobre este, los resultados del estudio se ven menos influenciado por variables que dependen del proceso de manufactura, por ejemplo; la fracción de volumen de fibras/resina, el espesor y defectos iniciales generados en el proceso de manufactura.
- d) Se establecieron expresiones para obtener a los parámetros A y B del modelo de Wu y Yao [14], además se incluyeron dos variables como factor de correlación; la fracción de volumen de fibras y fuerza máxima aplicada en el ciclo de cargas, de acuerdo al efecto que mostraron en el análisis del comportamiento del parámetro B .

-
-
- e) La estimación de daño realizada mediante las expresiones obtenidas en función de las variables de diseño presentan porcentajes de error menores al 23%.
 - f) El modelo obtenido en este trabajo se puede implementar en el análisis de daño en materiales compuestos laminados. Debido a que presenta correlaciones por encima de 0.75 y cercanas a 0.98 para los laminados de este estudio.
 - g) De acuerdo a la verificación del modelo desarrollado se tiene certeza de que la implementación de modelos y metodologías basados en variables de diseño es un campo de estudio que promete, de acuerdo a correlaciones obtenidas, por encima de 0.68 y cercanas a 0.82.

7.1 Trabajos futuros y recomendaciones

- a) Se considera generar una base de datos experimentales más amplia para poder observar con mayor claridad el comportamiento de la curva de daño al considerar como variable el diseño del mismo.
- b) En este trabajo se presentan tres variaciones en cuanto a la orientación de láminas, se recomienda presentar más variaciones para calibrar el modelo y sensibilizarlo a un mayor número de configuraciones.
- c) Ampliar el trabajo a un grupo mayor de configuraciones para que la estimación de daño se pueda realizar en un grupo mayor de laminados.
- d) Explorar otras variables de diseño como el número de capas, espesor, fracción de volumen, entre otras, y mejoras para la metodología basada en la estimación del daño en función de las variables de diseño.

REFERENCIAS

- [1] A. K. Kaw, *Mechanics of Composite Materials*, second edition, London: Taylor and Francis, 2006.
- [2] D. Gay, *Composite Materials, Design and Applications*, London: CRC Press, 2015.
- [3] R. M. Jones, *Mechanics of Composite Materials*, second edition, UK: Taylor and Francis, 1999.
- [4] T. Stepinski, T. Uhi y W. Staszewski, *Advanced structural damage detection*, United Kingdom: Wiley, 2013.
- [5] J. Degrieck y W. V. Paepegem, «Fatigue damage modeling of fibre-reinforced composite materials: Review,» *American Society of Mechanical Engineers*, vol. 54, n° 4, pp. 279-300, 2001.
- [6] R. B. Toumi, J. Renard, M. Monin y P. Nimdum, «Fatigue damage modelling of continuous E-glass fibre/epoxy composite,» *Procedia Engineering*, vol. 66, pp. 723-736, 2013.
- [7] W. Yao y N. Himmel, «A new cumulative fatigue damage model for fibre-reinforced plastics,» *Composites Science and Technology*, vol. 60, pp. 59-64, 2000.
- [8] K. Tserpes, P. Papanikos, G. Labeas y S. Pantelakis, «Fatigue damage accumulation and residual strength assessment of CFRP laminates,» *Composite Structures*, vol. 63, pp. 219-230, 2004.
- [9] N. Post, S. Case y J. Lesko, «Modeling the variable amplitude fatigue of composite materials: A review and evaluation of the state of the art for spectrum loading,» *International Journal of Fatigue*, vol. 30, pp. 2064-2086, 2008.
- [10] J. Llobet, P. Maimí, J. Mayugo, Y. Essa y F. M. d. l. Escalera, «A fatigue damage and residual strength model for unidirectional carbon/epoxy composites under on-axis tension-tension loadings,» *International Journal of Fatigue*, vol. 103, pp. 508-515, 2017.
- [11] A. Razvan, C. E. Bakis, L. Wagneez y K. L. Reifsnider, «Influence of cyclic load amplitude on damage accumulation and fracture of composite laminates,» *composites technology*, n° 1, pp. 3-10, 1988.
- [12] M. K. B. L. Lotfi Toubal, «Damage evolution and infrared thermography in woven composite laminates under fatigue loading,» *International Journal of Fatigue*, vol. 28, p. 1867-1872, 2006.
- [13] S. Giancane, F. Panella y V. Dattoma, «Characterization of fatigue damage in long fiber epoxy composite laminates,» *International Journal of Fatigue*, n° 32, pp. 46-53, 2009.
- [14] W. Fuqiang y Y. WeiXing, «A fatigue damage model of composite materials,» *International Journal of Fatigue*, n° 32, pp. 134-138, 2010.
- [15] S. M. H. Mao, «Fatigue damage modelling of composite materials,» *Composite Structures*, n° 58, p. 405-410, 2002.
- [16] A. K. M. K. M. Naderi, «Dissipated thermal energy and damage evolution of Glass/Epoxy using infrared thermography and acoustic emission,» *Composites: Part B*, vol. 43, p. 1613-1620, 2012.

- [17] S. Shiri, M. Yazdani y M. Pourgol-Mohammad, «A fatigue damage accumulation model based on stiffness degradation of composite materials,» *Materials and Design*, n° 88, pp. 1290-1295, 2015.
- [18] E. Alcudia, «Bases para el Diseño de Materiales Compuestos Estructurales con Enfoque en Tolerancia al Daño,» Centro Nacional de Investigación y Desarrollo Tecnológico, Cuernavaca, 2016.
- [19] ASTM D3039/D3039M-08, «Standard test method for tensile properties of polymer matrix,» ASTM International.
- [20] ASTM D3479/D3479M-96, ASTM D3479/D3479M-96 (2007), Standard test methods for tension-tension fatigue of polymer, 2007.
- [21] K. Robert, «Technology assessment of advanced composite materials,» National Science Foundation, Washington, D.C., 1978.
- [22] F. C. Campbell, *Manufacturing Technology for aerospace structural*, Amsterdam: ASM International, 2006.
- [23] J. Dávila, N. Rosas, S. Galeas, V. Guerrero, V. Sotomayor, P. Pontón y C. Valdivieso, *Nuevos Materiales: Aplicaciones Estructurales e Industriales*, Quito - Ecuador, Imprefep, 2011.
- [24] J. Lemaitre y R. Desmorat, *Engineering damage mechanics ductile, creep, fatigue and brittle failures*, Cachan, France: Springer, 2005.
- [25] W. J. Cantwell y J. Morton, «The Significance of Damage and Defects and Their Detection in Composite Materials: a review,» *Journal of strain analysis*, vol. 27, n° 1, pp. 29-42, 1992.
- [26] F. Oliveros, E. A. Zacarías, B. G. Vizcarra y A. A. Pliego, «La termografía infrarroja como método para la estimación de la acumulación de daño en materiales compuestos laminados,» *MEMORIAS DEL XXV CONGRESO INTERNACIONAL ANUAL DE LA SOMIM*, 2019.
- [27] J. T. Fong, «“What is Fatigue Damage” Damage in composite materials,» *ASTM STP 775*, K. L. Reifsnider, Ed., American Society for Testing and Materials, pp. 243-266, 1982.
- [28] P. M. Tulio, «Tensiones y deformaciones. Revisión de principios físicos,» de *Elementos de Máquinas*, UTN-FRBB, 2004.
- [29] P. A. Vassilopoulos, *Fatigue life prediction of composites and composite structures*, Boca Raton, USA.: CRC, Press LLC, 2010.
- [30] W. Albert, «Arch. Miner. Geognosie Berg,» *Huttenkunde*, n° 10, p. 215, 1938.
- [31] A. Wöhler, «Test to Determine the Forces Acting on Railway Carriage Axles and the Capacity of Resistance of the Axles,» *Engineering*, n° 11, p. 199, 1871.
- [32] W. Gerber, «Bestimmung der Zulässigen Spannungen in Eisen Constructionen,» *Z. Bayer Arch. Ing.*, vol. 6, 1874.
- [33] J. Goodman, *Mechanics applied to engineering*. 1st ed. London, 9th ed., vol. 1, London, Longmans: Green and Co., 1899.
- [34] C. Soderberg, «Factor of Safety and Working Stress,» *Trans. ASTM*, vol. 52, n° 2, pp. 13-28, 1930.
- [35] G. D. Erena, «Apuntes de cátedra "Máster Diseño Avanzado en Ingeniería Mecánica",» Universidad de Sevilla, Sevilla.

- [36] M. Kaminski, F. Laurin, J. Maire, C. Rakotoarisoa y E. Hémon, « Fatigue damage modeling of composite structures: the onera viewpoint,» *AerospaceLab*, pp. 1-12, 2015.
- [37] S. Pagès, J. Costa, J. Mayugo y N. Blanco, «Tratamiento de la fatiga en el diseño estructural con materiales compuestos,» de *VIII Congreso Nacional de Propiedades Mecánicas de Sólidos*, Gandía, 2012.
- [38] K. L. Reifsneider, E. G. Henneke, W. W. Stinchcomb y J. Duke, «Damage mechanics and NDE of composite laminates,» de *Mechanics of composite materials. Recent advances*, New York, Pergamon Press, 1983, pp. 339-420.
- [39] L. Broutman y S. Sahu, «The effect of interfacial bonding on the toughness of glass filled polymers,» *Material Science and Engineering*, vol. 8, nº 2, pp. 98-107, 1971.
- [40] R. Talreja, «Fatigue of composite materials,» Technomic, Lancaster. Pa, 1987.
- [41] A. Wey and L. W. Kessler, «Ultrasonic imaging of damage progression in composite laminates,» de *1992 ULTRASONICS SYMPOSIUM*, Sonoscan, Inc., Bensenville, Illinois, 60106, IEEE, 1992, p. 777-782.
- [42] R. Mayer, «Design with reinforced plastics: a guide for engineers and designers.,» U.K., 1993.
- [43] C. Rodriguez, «patrones y mecanismos de fractura en los materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras,» Universidad Autónoma de Nuevo León, San nicolás de los garza, Nuevo León, 2013.
- [44] A. Djabalia, L. Toubalb, R. Zitounec y S. Rechaka, «An experimental investigation of the mechanical behavior and damage of thick laminated carbon/epoxy composite,» *Composite Structures*, nº 184, pp. 178-190, 2017.
- [45] W. Christian, F. DiazDelaO y E. Patterson, «Strain-based damage assessment for accurate residual strength prediction of impacted composite laminates,» *Composite Structures*, nº 184, p. 1215-1223, 2017.
- [46] P. Carraro, L. Maragoni y M. Quaresimin, «Prediction of the crack density evolution in multidirectional laminates under fatigue loadings,» *Composites Science and Technology*, nº 145, pp. 24-39, 2017.
- [47] Q. Marino, S. Luca y T. Ramesh, «Fatigue behaviour and life assessment of composite laminates under multiaxial loadings,» *International Journal of Fatigue*, nº 3, pp. 2-16, 2009.
- [48] D. S. Cairnsa, J. W. Nelsonb, K. Wooc y D. Millera, «Progressive damage analysis and testing of composite laminates with fiber waves,» *Composites*, nº 90, pp. 51-61, 2016.
- [49] T. R., «A continuum mechanics characterization of damage in composite materials,» *Proc. R. Soc. Lond.*, pp. 195-216, 1985.
- [50] M. A. Whitworth, «Cumulative Damage in Composites,» *Journal of Engineering Materials and Technology*, vol. 112, pp. 358-361, 1990.
- [51] L. Lemaitre y J. Chaboche, «Mechanics of solid materials,» Cambridge University Press, London, 1990.
- [52] B. M. J. Aghazadeh Mohandesi, «Fatigue damage accumulation in carbon/epoxy laminated composites,» *Materials and Design*, vol. 30, p. 1950-1956, 2009.

- [53] L. D. José, M. R. Nelly, G. Salomé, S. Verónica, H. G. Víctor, V. Carla y P. Patricia, Nuevos materiales: aplicaciones estructurales e industriales, Quito - Ecuador: Imprefepp, 2011.
- [54] R. M. Jones, «Mechanics of composite materials,» vol. 102, n° 27, 2010.
- [55] C. Navarro, «Notas de catedra "Teoría Clasica de Laminados",» Universidad Carlos III de Madrid, Madrid.
- [56] N. R. P. 1351, «Basic Mechanics of Laminated Composite plates,» MSFC, Alabama, 1994.
- [57] B. Gastón, B. Cristian y F. Marco, «Estructura de materiales compuestos - Análisis de falla progresiva,» Departamento de Aeronautica - Facultad de ingeniería UNLP, 2013.
- [58] G. R. M., «Regresión no lineal,» *Revista Colombiana de Estadística*, n° 27, p. 89, 1993.
- [59] A. M. y O. Departamento de Estadística, «Regresión Lineal Múltiple: El modelo, estimación de los parámetros, contrastes,» Universidad de Santiago de Compostela (USC), Santiago de Compostela, 2011-2012.
- [60] ACP Composites. [En línea]. , Available: <http://www.acpsales.com/4.7-oz.-Uni-Web-Unidirectional-Carbon-Fiber.html>.
- [61] I. D. Baere, W. V. Paepgem y J. Degrieck, «On the design of end tabs for quasi-static and fatigue testing of fibre-reinforced composites,» *Polymer Composites*, vol. 4, n° 30, p. 381–390., 2009.
- [62] S. Subramanian, K. Reifsnider y W. Stinchcomb, «A cumulative damage model to predict the fatigue life of composite laminates including the effect of a fibermatrix interphase,» *Int J Fatigue*, vol. 5, n° 17, pp. 343-51, 1995.
- [63] X. Jian-xin y F. Zhen-yu, «Experimental study on the stiffness degradation of composite laminates under constant amplitude loading,» *Mech Sci Tech*, vol. 9, n° 24, pp. 1069-70, 2005.
- [64] G. Irwin, «Analysis of Stresses and Strains Near the End of a Crack Traversing a Plate,» *Trans. ASME, J. Appl. Mech.*, vol. 24, p. 136, 1957.
- [65] S. Manson, Thermal Stress and Low Cycle Fatigue, New York: McGraw-Hill, 1966.
- [66] P. Paris y F. Erdogan, «A critical Analysis of Crack Propagation Law,» *Trans. ASME, J. Basic Eng.*, vol. 85, n° 4, p. 528, 1963.
- [67] S. Pearson, «Initiation of Fatigue Cracks in Commercial Aluminum Alloys and Subsequent Propagation of Very Short Cracks,» *Engng. Fract. Mech.*, n° 7, pp. 235-247, 1975.
- [68] H. Kitagawa y S. Takahashi, «Application of Fracture Mechanics to Very Small Cracks, Int. Conf. Mech. Behaviour of Materials (ICM2),» *American Society of Metals*, pp. 627-631 , 1976.
- [69] J. Pascoe, R. Alderliesten y R. Benedictus, «Methods for the prediction of fatigue delamination growth in composites and adhesive bonds - A critical review,» *Engineering Fracture Mechanics*, n° 112, pp. 72-96, 2013.
- [70] H. A. Whitworth, «A stiffness degradation model for composite laminates under fatigue loading,» *composite structures*, vol. 40, n° 2, pp. 95-101, 1998.

ANEXOS

ANEXO A: ENSAYOS DE TENSIÓN

Laminado A1

Laminado	A1
Secuencia de apilado	[0/+15/-15]s
Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	Shimadzu AG-X plus 100 kN
Velocidad del ensayo	2 mm/min

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla A1.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado A1.

GEOMETRÍA DE LAS PROBETAS DEL LAMINADO A1 PARA LAS PRUEBAS DE TENSIÓN			
Probeta	Espesor (mm)	Ancho (mm)	Longitud de ensayo (mm)
A1C	1.63	25.33	151
A1D	1.72	25.45	150
A1E	1.69	25.49	150
A1F	1.64	25.39	150

Resultados del ensayo de tensión

A continuación, se presentan las propiedades mecánicas del laminado A1, en la Tabla A1.2 se muestran las propiedades mecánicas de cada probeta.

El módulo de elasticidad longitudinal (E) y el porcentaje de elongación se determinaron considerando la deformación de la probeta con el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos, por lo cual ambas propiedades se indican con un subíndice (m).

Tabla A1.2 Propiedades mecánicas del laminado A1 de cada probeta.

PROBETA	σ_u (MPa)	E_m (GPa)	Elongación _m (%)
C	751.328	26.305	3.633
D	678.097	23.195	3.511
E	661.249	26.932	3.371
F	627.484	26.648	2.991
Promedio	679.539	25.770	3.376
Desviación estándar	52.281	1.735	0.278

En la Figura A1.1 se muestra la gráfica esfuerzo-elongación de las probetas del laminado A1.

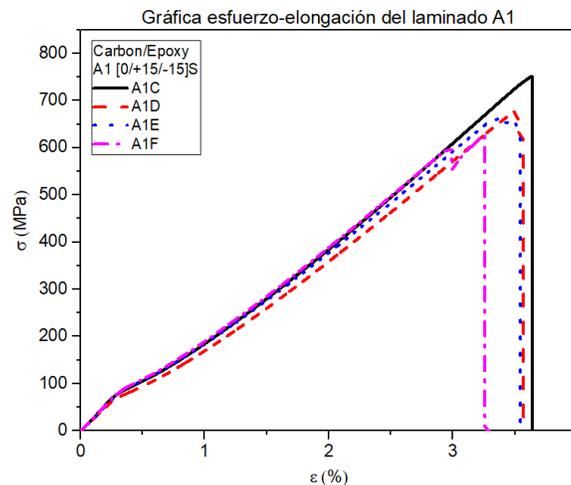


Figura A1.1 Gráfica esfuerzo-elongación de cada probeta del laminado A1.

Laminado A2

Laminado	A2
Secuencia de apilado	[+15/0/-15]s
Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	Shimadzu AG-X plus 100 kN
Velocidad del ensayo	2 mm/min

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla A2.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado A2.

GEOMETRÍA DE LAS PROBETAS DEL LAMINADO A2 PARA LAS PRUEBAS DE TENSIÓN

Probeta	Espesor (mm)	Ancho (mm)	Longitud de ensayo (mm)
A2A	1.54	25.53	151
A2C	1.64	25.55	151
A2F	1.66	25.22	151
A2G	1.64	25.07	150

Resultados del ensayo de tensión

A continuación, se presentan las propiedades mecánicas del laminado A2, en la Tabla A2.2 se muestran las propiedades mecánicas de cada probeta.

El módulo de elasticidad longitudinal (E) y el porcentaje de elongación se determinaron considerando la deformación de la probeta con el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos, por lo cual ambas propiedades se indican con un subíndice (m).

Tabla A2.2 Propiedades mecánicas del laminado A2 de cada probeta.

PROBETA	σ_u (MPa)	E_m (GPa)	Elongación _m (%)
A	755.000	27.607	3.511
C	813.149	22.679	3.578
F	739.392	19.962	3.823
G	678.291	20.561	3.355
Promedio	746.458	22.702	3.567
Desviación estándar	55.429	3.471	0.195

En la Figura A2.1 se muestra la gráfica esfuerzo-elongación de las probetas del laminado A2.

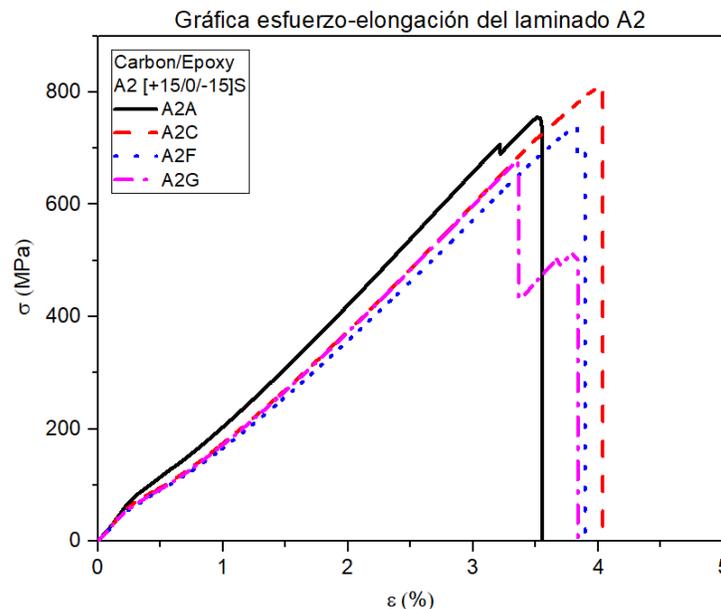


Figura A2.1 Gráfica esfuerzo-elongación de cada probeta del laminado A2.

Laminado A3

Laminado	A3
Secuencia de apilado	[+15/-15/0]s
Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	Shimadzu AG-X plus 100 kN
Velocidad del ensayo	2 mm/min

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla A3.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado A3.

GEOMETRÍA DE LAS PROBETAS DEL LAMINADO A3 PARA LAS PRUEBAS DE TENSIÓN			
Probeta	Espesor (mm)	Ancho (mm)	Longitud de ensayo (mm)
A3A	1.62	24.15	151
A3E	1.88	26.45	151
A3F	1.83	25.82	152
A3H	1.73	25.49	152

Resultados del ensayo de tensión

A continuación, se presentan las propiedades mecánicas del laminado A3, en la Tabla A3.2 se muestran las propiedades mecánicas de cada probeta.

El módulo de elasticidad longitudinal (E) y el porcentaje de elongación se determinaron considerando la deformación de la probeta con el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos, por lo cual ambas propiedades se indican con un subíndice (m).

Tabla A3.2 Propiedades mecánicas del laminado A3 de cada probeta.

PROBETA	σ_u (MPa)	E_m (GPa)	Elongación _m (%)
A	675.809	25.445	3.37
E	678.804	25.939	3.73
F	674.505	21.066	3.58
H	609.962	24.440	3.19
Promedio	659.770	24.223	3.47
Desviación estándar	33.254	2.194	0.23

En la Figura A3.1 se muestra la gráfica esfuerzo-elongación de las probetas del laminado A3.

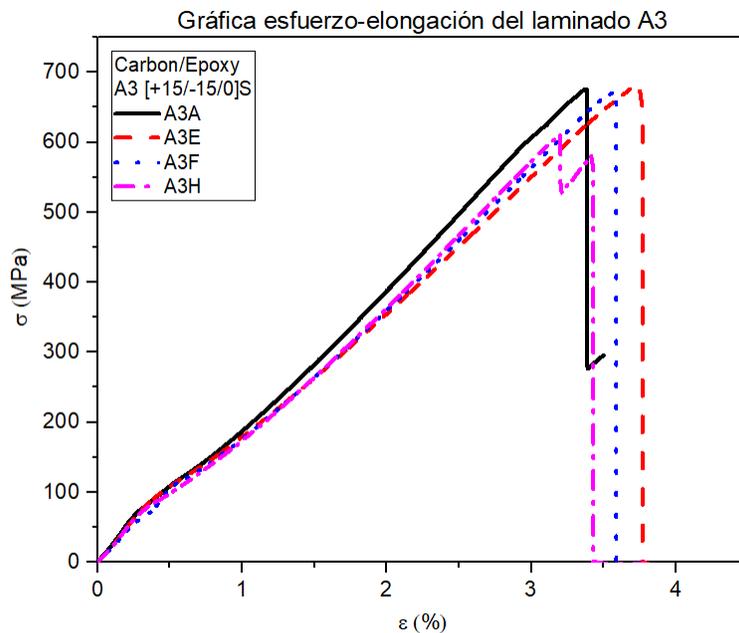


Figura A3.1 Gráfica esfuerzo-elongación de cada probeta del laminado A3.

Laminado B1

Laminado	B1
Secuencia de apilado	[0/+45/-45]s
Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	Shimadzu AG-X plus 100 kN
Velocidad del ensayo	2 mm/min

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla B1.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B1.

GEOMETRÍA DE LAS PROBETAS DEL LAMINADO B1 PARA LAS PRUEBAS DE TENSIÓN

Probeta	Espesor (mm)	Ancho (mm)	Longitud de ensayo (mm)
B1C	1.65	25.48	148
B1D	1.63	25.52	148
B1F	1.60	25.56	149

Resultados del ensayo de tensión

A continuación, se presentan las propiedades mecánicas del laminado B1, en la Tabla B1.2 se muestran las propiedades mecánicas de cada probeta.

El módulo de elasticidad longitudinal (E) y el porcentaje de elongación se determinaron considerando la deformación de la probeta con el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos, por lo cual ambas propiedades se indican con un subíndice (m).

Tabla B1.2 Propiedades mecánicas del laminado B1 de cada probeta.

PROBETA	σ_U (MPa)	E_m (GPa)	Elongación _m (%)
C	489.001	17.543	3.7086
D	430.681	16.546	3.2769
F	468.58	16.801	3.4645
Promedio	462.754	16.963	3.4833
Desviación estándar	29.593	0.517	0.2164

En la Figura B1.1 se muestra la gráfica esfuerzo-elongación de las probetas del laminado B1.

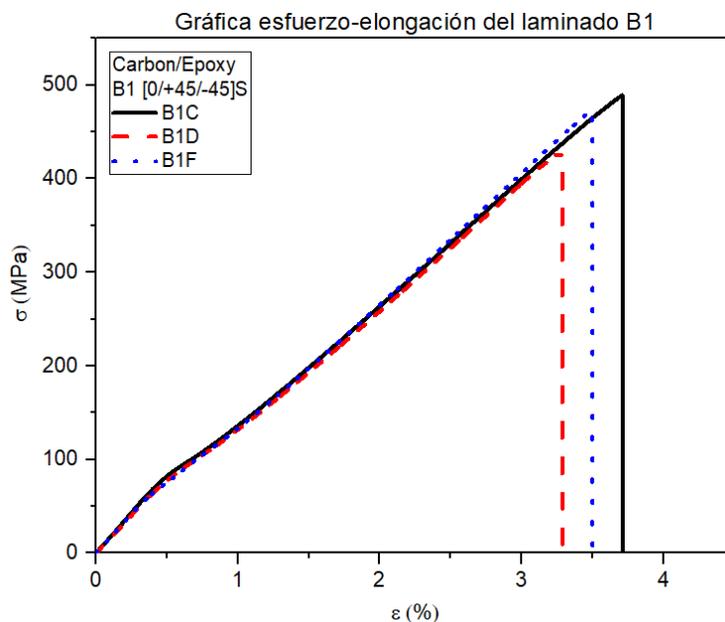


Figura B1.1 Gráfica esfuerzo-elongación de cada probeta del laminado B1.

Laminado B2

Laminado	B2
Secuencia de apilado	[+45/0/-45]s
Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	Shimadzu AG-X plus 100 kN
Velocidad del ensayo	2 mm/min

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla B2.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B2.

GEOMETRÍA DE LAS PROBETAS DEL LAMINADO B2 PARA LAS PRUEBAS DE TENSIÓN			
Probeta	Espesor (mm)	Ancho (mm)	Longitud de ensayo (mm)
B2C	1.42	25.11	150
B2D	1.43	25.55	149
B2E	1.44	25.52	149

Resultados del ensayo de tensión

A continuación, se presentan las propiedades mecánicas del laminado B2, en la Tabla B2.2 se muestran las propiedades mecánicas de cada probeta.

El módulo de elasticidad longitudinal (E) y el porcentaje de elongación se determinaron considerando la deformación de la probeta con el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos, por lo cual ambas propiedades se indican con un subíndice (m).

Tabla B2.2 Propiedades mecánicas del laminado B2 de cada probeta.

PROBETA	σ_u (MPa)	E_m (GPa)	Elongación _m (%)
C	677.070	18.652	4.507
D	616.908	19.270	4.145
E	659.855	19.129	4.286
Promedio	651.278	19.017	4.313
Desviación estándar	30.984	0.323	0.182

En la Figura B2.1 se muestra la gráfica esfuerzo-elongación de las probetas del laminado B2.

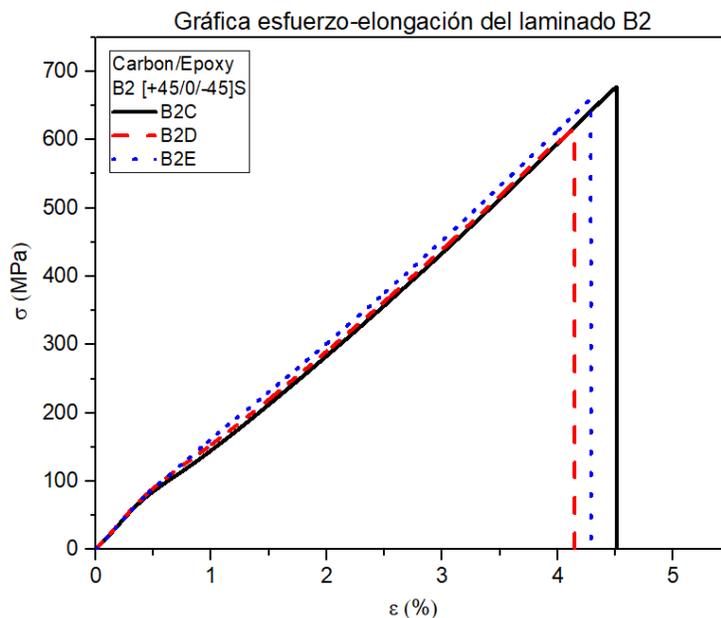


Figura B2.1 Gráfica esfuerzo-elongación de cada probeta del laminado B2.

Laminado C1

Laminado	C1
Secuencia de apilado	[0/+75/-75]s
Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	Shimadzu AG-X plus 100 kN
Velocidad del ensayo	2 mm/min

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla C1.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado C1.

GEOMETRÍA DE LAS PROBETAS DEL LAMINADO C1 PARA LAS PRUEBAS DE TENSIÓN			
Probeta	Espesor (mm)	Ancho (mm)	Longitud de ensayo (mm)
C1A	1.53	24.76	150
C1D	1.64	25.65	150
C1F	1.61	26.22	151
C1G	1.56	25.14	150

Resultados del ensayo de tensión

A continuación, se presentan las propiedades mecánicas del laminado C1, en la Tabla C1.2 se muestran las propiedades mecánicas de cada probeta.

El módulo de elasticidad longitudinal (E) y el porcentaje de elongación se determinaron considerando la deformación de la probeta con el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos, por lo cual ambas propiedades se indican con un subíndice (m).

Tabla C1.2 Propiedades mecánicas del laminado C1 de cada probeta.

PROBETA	σ_u (MPa)	E_m (GPa)	Elongación _m (%)
A	467.007	17.230	3.31
D	421.000	15.336	3.37
F	467.807	15.830	3.59
G	491.024	16.167	3.68
Promedio	461.709	16.141	3.49
Desviación estándar	29.336	0.802	0.17

En la Figura C1.1 se muestra la gráfica esfuerzo-elongación de las probetas del laminado C1.

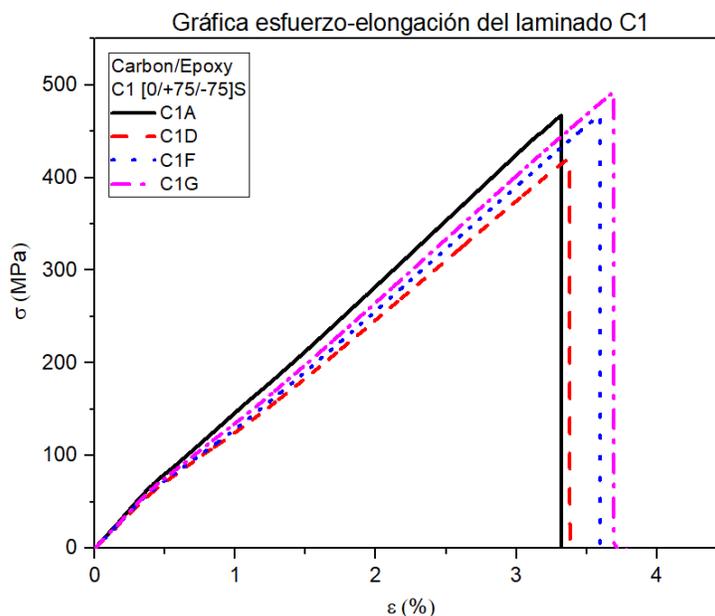


Figura C1.1 Gráfica esfuerzo-elongación de cada probeta del laminado C1.

Laminado C2

Laminado	C2
Secuencia de apilado	[+75/0/-75]s
Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	Shimadzu AG-X plus 100 kN
Velocidad del ensayo	2 mm/min

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla C2.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado C2.

GEOMETRÍA DE LAS PROBETAS DEL LAMINADO C2 PARA LAS PRUEBAS DE TENSIÓN			
Probeta	Espesor (mm)	Ancho (mm)	Longitud de ensayo (mm)
C2A	1.32	25.78	150
C2B	1.39	26.35	150
C2G	1.45	25.72	150
C2H	1.39	26.13	150

Resultados del ensayo de tensión

A continuación, se presentan las propiedades mecánicas del laminado C2, en la Tabla C2.2 se muestran las propiedades mecánicas de cada probeta.

El módulo de elasticidad longitudinal (E) y el porcentaje de elongación se determinaron considerando la deformación de la probeta con el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos, por lo cual ambas propiedades se indican son un subíndice (m).

Tabla C2.2 Propiedades mecánicas del laminado C2 de cada probeta.

PROBETA	σ_u (MPa)	E_m (GPa)	Elongación _m (%)
A	635.18	18.953	4.121
B	647.422	19.213	4.246
G	577.37	16.173	4.147
H	617.516	17.920	4.097
Promedio	619.372	18.065	4.152
Desviación estándar	30.574	1.379	0.065

En la Figura C2.1 se muestra la gráfica esfuerzo-elongación de las probetas del laminado C2.

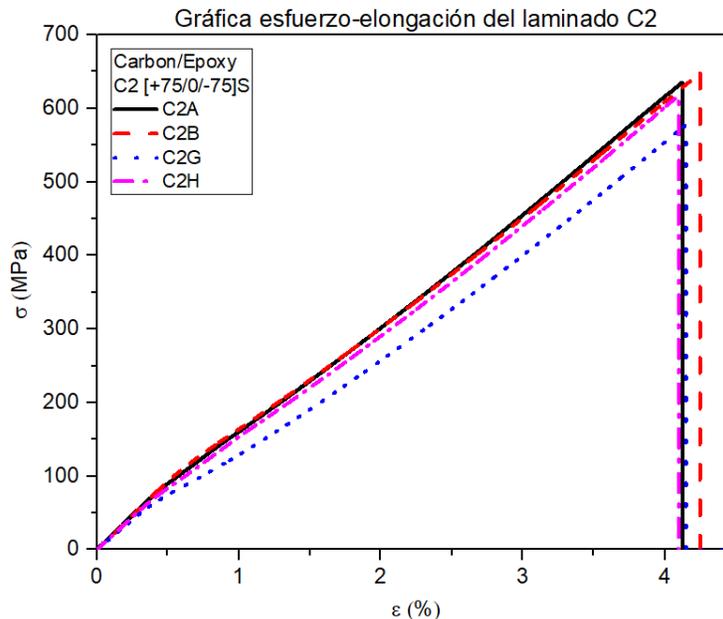


Figura C2.1 Gráfica esfuerzo-elongación de cada probeta del laminado C2.

Laminado C3

Laminado	C3
Secuencia de apilado	[+75/-75/0]s
Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	Shimadzu AG-X plus 100 kN
Velocidad del ensayo	2 mm/min

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla C3.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado C3.

GEOMETRÍA DE LAS PROBETAS DEL LAMINADO C3 PARA LAS PRUEBAS DE TENSIÓN			
Probeta	Espesor (mm)	Ancho (mm)	Longitud de ensayo (mm)
C3A	1.22	25.03	150
C3B	1.27	25.17	150
C3E	1.30	25.14	150
C3H	1.22	24.79	150

Resultados del ensayo de tensión

A continuación, se presentan las propiedades mecánicas del laminado C3, en la Tabla C3.2 se muestran las propiedades mecánicas de cada probeta.

El módulo de elasticidad longitudinal (E) y el porcentaje de elongación se determinaron considerando la deformación de la probeta con el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos, por lo cual ambas propiedades se indican con un subíndice (m).

Tabla C3.2 Propiedades mecánicas del laminado C3 de cada probeta.

PROBETA	σ_u (MPa)	E_m (GPa)	Elongación _m (%)
A	592.460	21.450	3.434
B	536.543	19.721	3.317
E	586.550	19.211	3.693
H	571.160	20.695	3.425
Promedio	571.678	20.270	3.467
Desviación estándar	25.085	0.999	0.159

En la Figura C3.1 se muestra la gráfica esfuerzo-elongación de las probetas del laminado C3.
Gráfica esfuerzo-elongación del laminado C3

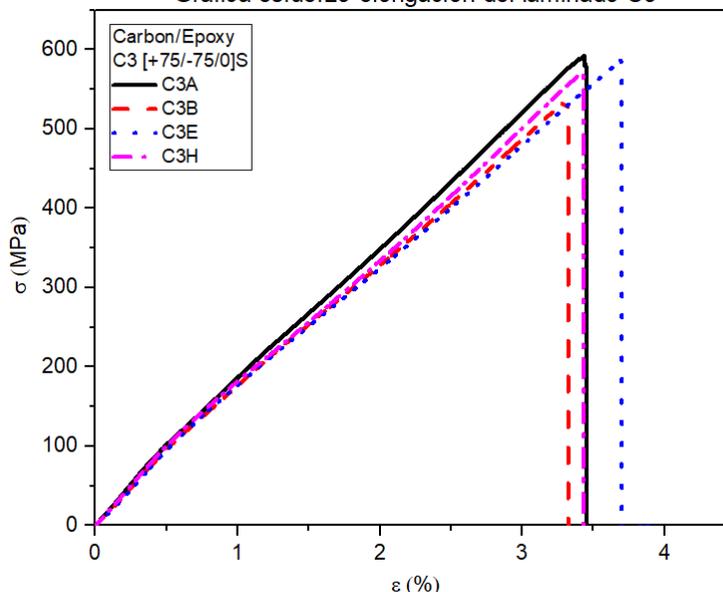


Figura C3.1 Gráfica esfuerzo-elongación de cada probeta del laminado C3.

ANEXO B: ENSAYOS DE FATIGA

Laminado A1

Laminado	A1	Secuencia de apilado	[0/+15/-15]s
----------	----	----------------------	--------------

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla 1.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado A1.

geometría de las probetas del laminado A1 sometidas a fatiga			
Probeta	Espesor prom. (mm)	Ancho prom. (mm)	Longitud total (cm)
A	1.595	25.82	25.03
B	1.733	26.48	25.03
G	1.596	26.15	25
H	1.502	25.35	25

Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura 1.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplico a las probetas del laminado A1.

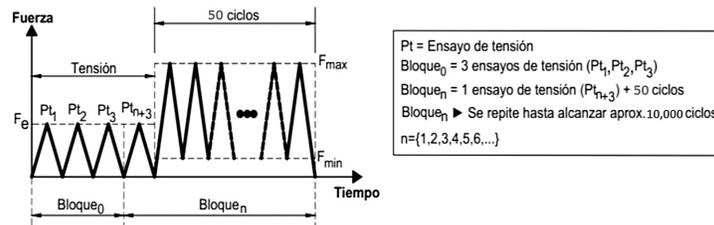


Figura 1.1: Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga.

Tensión

Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	MTS 810
Velocidad del ensayo	2 mm/min

La realización del ensayo de tensión tiene como propósito determinar el módulo de elasticidad longitudinal (E), por lo tanto, el ensayo se realiza al nivel de fuerza F_e (Tabla 1.2) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla 1.2 Procedimiento para determinar F_e en el laminado A1.

PROBETA	*F _{ruptura} (N)	**F _{0.3%} (N)
C	31071.71	7995.987
D	29687.55	7737.573
E	28519.07	7841.46
F	26179.36	7505.64
PROMEDIO	28864.422	7770.165
Porcentaje %	100	26.919
% agregado		+10
	F _e (%)	36.919
	F _e (N)	10656.607

(*) Nivel de fuerza de ruptura en una probeta del laminado sin considerar la alineación vertical inicial.

(**) Nivel de fuerza en una probeta al alcanzar el 0.3% de elongación por medio del extensómetro.

Curva cíclica

Método de ensayo de fatiga	ASTM D3479	Máquina de ensayos	MTS 810
Frecuencia	5 Hz	Forma	Triangular
Parámetro de control	Fuerza	Razón de carga	0.1
		Esfuerzo máximo	75%σ _u

Tabla 1.3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado A1.

Control de la carga cíclica			
$\sigma_u = 679.5394 \text{ MPa}$			
Probetas	75% σ_u (MPa)	F _{max} (N)	F _{min} (N)
A	509.655	20995.826	2099.583
B	509.655	23392.384	2339.238
G	509.655	21277.390	2127.739
H	509.655	19411.832	1941.183

Resultados del ensayo de fatiga

Registro del módulo de elasticidad y del número de ciclos hasta la falla completa

El módulo de elasticidad longitudinal (E) se determina considerando el registro de la deformación de cada probeta a través del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos. En las siguientes tablas se presentan los módulos de elasticidad longitudinales determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado A1; además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

Tabla 1.4 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta A1A.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A1A			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	48.086
5	1	100	47.771
6	2	200	46.996
7	3	300	46.108
8	4	400	44.498
9	5	500	42.589
10	6	600	39.304
11	7	700	36.205
12	8	800	32.819
13	9	900	27.707
14	10	1000	23.999
15	11	1100	20.291

Falla

Tabla 1.5 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta A1B.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A1B			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	45.177
5	1	100	45.016
6	2	200	45.133
7	3	300	44.989
8	4	400	44.928
9	5	500	44.839
10	6	600	44.727
11	7	700	44.637
12	8	800	44.253
13	9	900	43.872
14	10	1000	44.004
15	11	1100	44.041
16	12	1200	44.021
17	13	1300	43.464
18	14	1400	43.136
19	15	1500	42.990
20	16	1600	41.674
21	17	1700	40.898
22	18	1800	38.331
23	19	1900	37.433

Falla

Tabla 1.6 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta A1G.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A1G			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	49.929
5	1	100	48.785
6	2	200	49.616
7	3	300	49.215
8	4	400	49.196
9	5	500	49.361
10	6	600	49.215
11	7	700	48.831
12	8	800	49.201
.	.	.	.
.	.	.	.
.	.	.	.
54	50	5000	25.541
55	51	5100	23.201
56	52	5200	23.121
57	53	5300	23.069
58	54	5400	22.584
59	55	5500	21.979
60	56	5600	22.066
61	57	5700	19.192
62	58	5800	15.725
63	59	5900	14.212
64	60	6000	13.072

Falla

Tabla 1.7 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta A1H.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A1H			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	49.897
5	1	50	49.300
6	2	100	49.653
7	3	150	49.897
8	4	200	49.507
9	5	250	49.870
10	6	300	49.657
11	7	350	49.612
12	8	400	49.538
.	.	.	.
.	.	.	.
.	.	.	.
66	62	3100	38.055
67	63	3150	37.347
68	64	3200	37.007
69	65	3250	35.647
70	66	3300	35.732
71	67	3350	34.644
72	68	3400	34.320
73	69	3450	33.753
74	70	3500	33.610
75	71	3550	33.958
76	72	3600	33.287

Falla

Degradación del módulo de elasticidad

En la Figura 1.2 se muestra la gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga para las probetas que pertenecen al laminado A1.

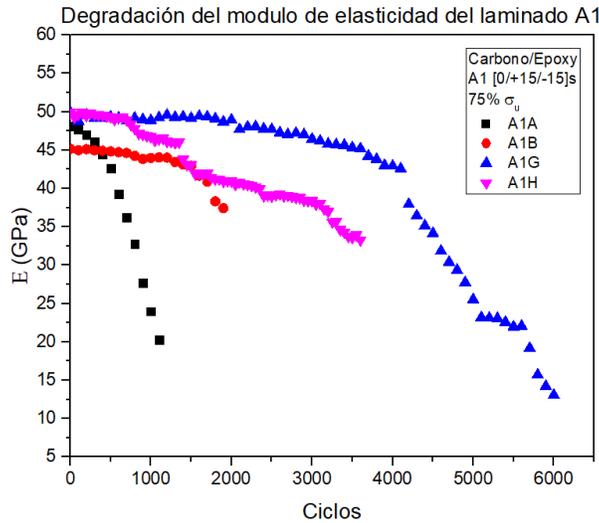


Figura 1.2: Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de todas las probetas del laminado A1.

Daño

El daño acumulado (D) se define a través de la ecuación $*D = (E_0 - E_n) / (E_0 - E_f)$, donde E_0 , E_n y E_f son los módulos de elasticidad longitudinal en el estado "virgen", a cierto número de ciclos de carga y en el ciclo final, respectivamente; por lo tanto, el módulo de elasticidad longitudinal determinado por medio del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos permite obtener el daño acumulado. En la Figura 1.3 se muestran la gráficas de D en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado A1.

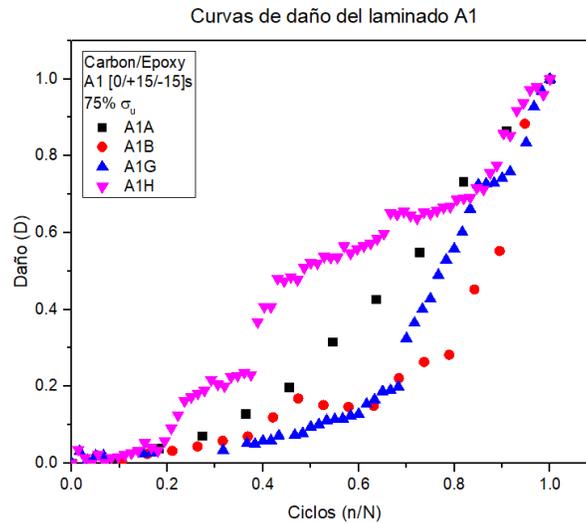


Figura 1.3 Gráfica del daño en función de la vida a fatiga normalizada de las probetas del laminado A1.

Laminado A2

Laminado	A2	Secuencia de apilado	[+15/0/-15]s
----------	----	----------------------	--------------

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla 2.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado A2.

geometría de las probetas del laminado A2 sometidas a fatiga			
Probeta	Espesor prom. (mm)	Ancho prom. (mm)	Longitud total (cm)
B	1.606	25.53	25.11
D	1.664	25.22	25.07
E	1.691	25.33	24.94
H	1.574	25.28	24.95

Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura 2.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplicado a las probetas del laminado A2.

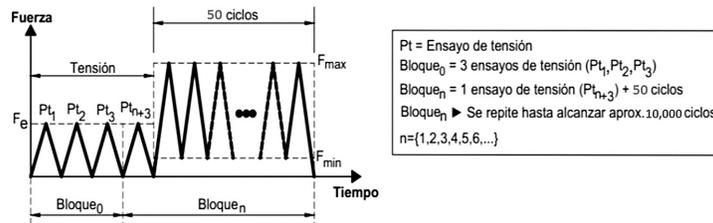


Figura 2.1: Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga.

Tensión

Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	MTS 810
Velocidad del ensayo	2 mm/min

La realización del ensayo de tensión tiene como propósito determinar el módulo de elasticidad longitudinal (E), por lo tanto, el ensayo se realiza al nivel de fuerza F_e (Tabla 2.2) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla 2.2 Procedimiento para determinar F_e en el laminado A2.

PROBETA	* $F_{ruptura}$ (N)	** $F_{0.3\%}$ (N)
A	29683.72	7780.5
C	34128.22	7585.6
F	30880.21	7638.6
G	27838.58	7749.3
PROMEDIO	30632.6825	7688.5
Porcentaje %	100	25.09
% agregado		+10
F_e (%)		35.09
F_e (N)		10751.77

(*) Nivel de fuerza de ruptura en una probeta del laminado sin considerar la alineación vertical inicial.

(**) Nivel de fuerza en una probeta al alcanzar el 0.3% de elongación por medio del extensómetro.

Curva cíclica

Método de ensayo de fatiga	ASTM D3479	Máquina de ensayos	MTS 810
Frecuencia	5 Hz	Forma	Triangular
Parámetro de control	Fuerza	Razón de carga	0.1
		Esfuerzo máximo	75% σ_u

Tabla 2.3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado A2.

Control de la carga cíclica			
$\sigma_u = 746.458$ MPa			
Probetas	75% σ_u (MPa)	F_{max} (N)	F_{min} (N)
B	559.844	22954.247	2295.425
D	559.844	23494.440	2349.444
E	559.844	23979.797	2397.980
H	559.844	22283.919	2228.392

Resultados del ensayo de fatiga

Registro del módulo de elasticidad y del número de ciclos hasta la falla completa

El módulo de elasticidad longitudinal (E) se determina considerando el registro de la deformación de cada probeta a través del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos. En las siguientes tablas se presentan los módulos de elasticidad longitudinales determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado A2; además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

Tabla 2.4 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta A2B.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A2B			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	47.731
5	1	50	47.731
6	2	100	46.010
7	3	150	43.218
8	4	200	39.257
9	5	250	35.508
10	6	300	31.960
11	7	350	28.252
12	8	400	24.458
13	9	450	22.239
14	10	500	20.021
15	11	550	18.054
16	12	600	13.524
17	13	650	10.728
18	14	700	8.203
19	15	750	6.746
20	16	800	5.409
21	17	850	2.884
22	18	900	2.306
23	19	950	0.885
24	20	1000	0.766
25	21	1050	0.318
26	22	1100	0.300
27	23	1150	0.235
28	24	1200	0.252
29	25	1250	0.253
30	26	1300	0.190
		Falla	

Tabla 2.5 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta A2D.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A2D			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	42.518
5	1	50	41.510
6	2	100	9.087
7	3	150	4.547
8	4	200	2.908
9	5	250	1.846
10	6	300	0.504
11	7	350	0.800
12	8	400	0.820
13	9	450	0.343
14	10	500	0.172
15	11	550	0.203
16	12	600	0.273
17	13	650	0.291
		Falla	

Tabla 2.6 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta A2E.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A2E			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	46.586
5	1	50	44.985
6	2	100	47.359
7	3	150	47.451
8	4	200	47.450
9	5	250	47.240
10	6	300	47.256
11	7	350	46.900
12	8	400	46.844
13	9	450	46.518
14	10	500	46.172
15	11	550	46.197
.	.	.	.
.	.	.	.
.	.	.	.
32	28	1400	12.183
33	29	1450	8.376
34	30	1500	5.187
35	31	1550	3.523
36	32	1600	2.271
37	33	1650	1.083
38	34	1700	0.135
39	35	1750	0.115
40	36	1800	0.111
41	37	1850	0.286
42	38	1900	0.037
		Falla	

Tabla 2.7 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta A2H.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A2H			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	47.556
5	1	50	48.944
6	2	100	48.977
7	3	150	49.198
8	4	200	48.748
9	5	250	48.513
10	6	300	48.272
11	7	350	47.969
12	8	400	47.668
13	9	450	47.209
14	10	500	46.236
15	11	550	44.494
.	.	.	.
.	.	.	.
.	.	.	.
27	23	1150	3.550
28	24	1200	2.087
29	25	1250	1.127
30	26	1300	0.260
31	27	1350	0.187
32	28	1400	0.242
33	29	1450	0.189
34	30	1500	0.171
35	31	1550	0.132
36	32	1600	0.204
37	33	1650	0.246
		Falla	

Degradación del módulo de elasticidad

En la Figura 2.2 se muestra la gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga para las probetas que pertenecen al laminado A2.

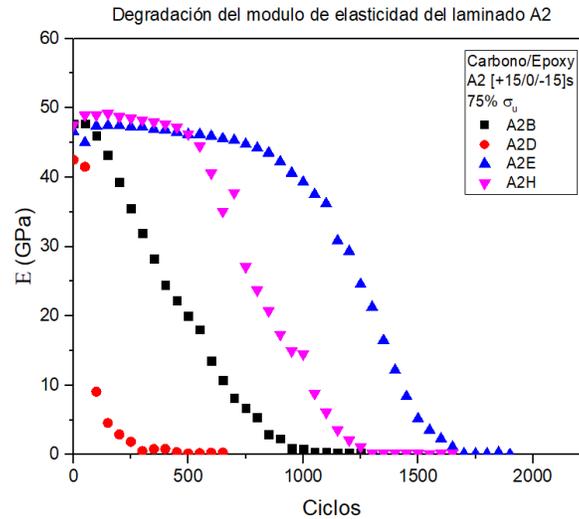


Figura 2.2: Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de todas las probetas del laminado A2.

Daño

El daño acumulado (D) se define a través de la ecuación $*D = (E_0 - E_n) / (E_0 - E_f)$, donde E_0 , E_n y E_f son los módulos de elasticidad longitudinal en el estado “virgen”, a cierto número de ciclos de carga y en el ciclo final, respectivamente; por lo tanto, el módulo de elasticidad longitudinal determinado por medio del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos permite obtener el daño acumulado. En la Figura 2.3 se muestran la gráficas de D en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado A2.

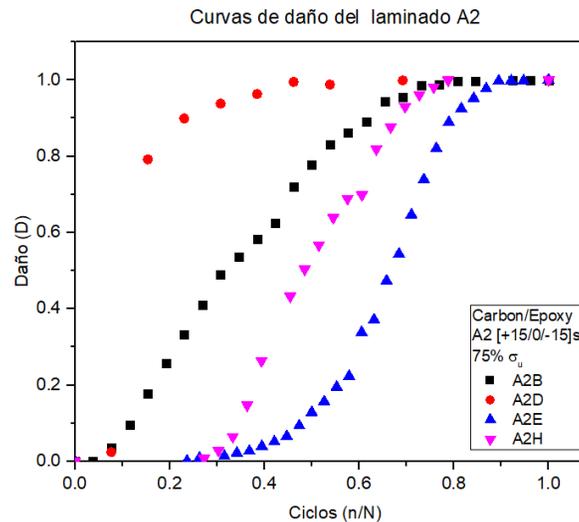


Figura 2.3 Gráfica del daño en función de la vida a fatiga normalizada de las probetas del laminado A2.

Laminado A3

Laminado	A3	Secuencia de apilado	[+15/-15/0]s
----------	----	----------------------	--------------

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla 3.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado A3.

geometría de las probetas del laminado A3 sometidas a fatiga			
Probeta	Espesor prom. (mm)	Ancho prom. (mm)	Longitud total (cm)
B	1.701	25.37	25.09
C	1.816	25.38	25.09
D	1.88	25.025	25.12
G	1.807	25.285	25.16

Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura 3.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplicado a las probetas del laminado A3.

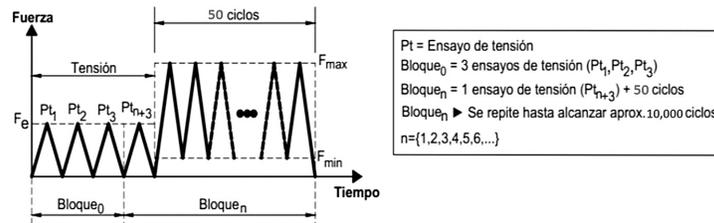


Figura 3.1: Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga.

Tensión

Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	MTS 810
Velocidad del ensayo	2 mm/min

La realización del ensayo de tensión tiene como propósito determinar el módulo de elasticidad longitudinal (E), por lo tanto, el ensayo se realiza al nivel de fuerza F_e (Tabla 3.2) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla 3.2 Procedimiento para determinar F_e en el laminado A3.

PROBETA	* $F_{ruptura}$ (N)	** $F_{0.3\%}$ (N)
A	26408.78	6817.42
E	33722.5	8072.726
F	31927.08	7538.319
H	26927.22	6877.152
PROMEDIO	29746.39	7326.404
Porcentaje %	100	24.62
% agregado		+10
F_e (%)		34.629
F_e (N)		10301.043

(*) Nivel de fuerza de ruptura en una probeta del laminado sin considerar la alineación vertical inicial.

(**) Nivel de fuerza en una probeta al alcanzar el 0.3% de elongación por medio del extensómetro.

Curva cíclica

Método de ensayo de fatiga	ASTM D3479	Máquina de ensayos	MTS 810
Frecuencia	5 Hz	Forma	Triangular
Parámetro de control	Fuerza	Razón de carga	0.1
		Esfuerzo máximo	75% σ_u

Tabla 3.3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado A3.

Control de la carga cíclica			
$\sigma_u = 659.769$ MPa			
Probetas	75% σ_u (MPa)	F_{max} (N)	F_{min} (N)
B	494.827	21360.976	2136.098
C	494.827	22806.635	2280.663
D	494.827	23280.145	2328.014
G	494.827	22608.662	2260.866

Resultados del ensayo de fatiga

Registro del módulo de elasticidad y del número de ciclos hasta la falla completa

El módulo de elasticidad longitudinal (E) se determina considerando el registro de la deformación de cada probeta a través del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos. En las siguientes tablas se presentan los módulos de elasticidad longitudinales determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado A3; además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

Tabla 3.4 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta A3B.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A3B			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	45.744
5	1	100	45.268
6	2	200	45.326
7	3	300	44.890
8	4	400	44.744
9	5	500	44.527
10	6	600	44.505
11	7	700	44.151
12	8	800	44.113
13	9	900	43.774
14	10	1000	43.317
15	11	1100	43.065
.	.	.	.
.	.	.	.
.	.	.	.
35	31	3100	11.510
36	32	3200	9.094
37	33	3300	6.729
38	34	3400	4.037
39	35	3500	2.068
40	36	3600	0.393

Falla

Tabla 3.5 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta A3C.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A3C			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	42.742
5	1	100	42.702
6	2	200	15.919
7	3	300	11.750
8	4	400	8.629
9	5	500	6.454
10	6	600	4.364
11	7	700	2.798
12	8	800	1.553
13	9	900	0.767
14	10	1000	0.422
15	11	1100	0.320
16	12	1200	0.249
17	13	1300	0.261
18	14	1400	0.369
19	15	1500	0.293
20	16	1600	0.237
21	17	1700	0.343
22	18	1800	0.201
23	19	1900	0.132
24	20	2000	0.084

Falla

Tabla 3.6 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta A3D.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A3D			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	45.177
5	1	100	42.183
6	2	200	44.254
7	3	300	43.862
8	4	400	43.440
9	5	500	43.304
10	6	600	43.058
11	7	700	42.867
12	8	800	42.544
13	9	900	42.532
14	10	1000	42.158
15	11	1100	41.899
16	12	1200	41.653
17	13	1300	41.338
18	14	1400	41.094
19	15	1500	40.665
20	16	1600	39.426
21	17	1700	38.187
22	18	1800	35.874
23	19	1900	8.645
24	20	2000	37.845
25	21	2100	30.636
26	22	2200	26.628
27	23	2300	23.367
28	24	2400	20.349
29	25	2500	17.637
30	26	2600	14.430
31	27	2700	10.524
32	28	2800	5.545

Falla

Tabla 3.7 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta A3G.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A3G			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	42.708
5	1	100	43.513
6	2	200	43.455
7	3	300	43.001
8	4	400	42.981
9	5	500	42.640
10	6	600	40.304
11	7	700	42.013
12	8	800	41.687
13	9	900	41.340
14	10	1000	40.885
15	11	1100	40.678
16	12	1200	39.853
17	13	1300	38.024
18	14	1400	36.526
19	15	1500	34.934
20	16	1600	33.719
21	17	1700	31.007
22	18	1800	28.649
23	19	1900	26.023
24	20	2000	23.532
25	21	2100	20.608
26	22	2200	16.721

Falla

Degradación del módulo de elasticidad

En la Figura 3.2 se muestra la gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga para las probetas que pertenecen al laminado A3.

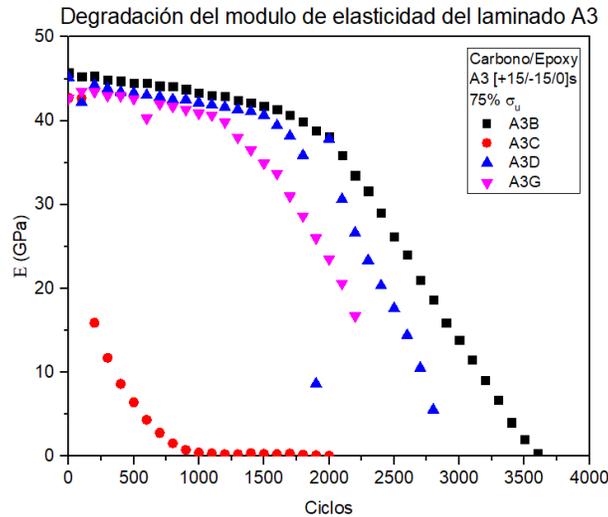


Figura 3.2: Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de todas las probetas del laminado A3.

Daño

El daño acumulado (D) se define a través de la ecuación $*D = (E_0 - E_n) / (E_0 - E_f)$, donde E_0 , E_n y E_f son los módulos de elasticidad longitudinal en el estado “virgen”, a cierto número de ciclos de carga y en el ciclo final, respectivamente; por lo tanto, el módulo de elasticidad longitudinal determinado por medio del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos permite obtener el daño acumulado. En la Figura 3.3 se muestran la gráficas de D en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado A3.

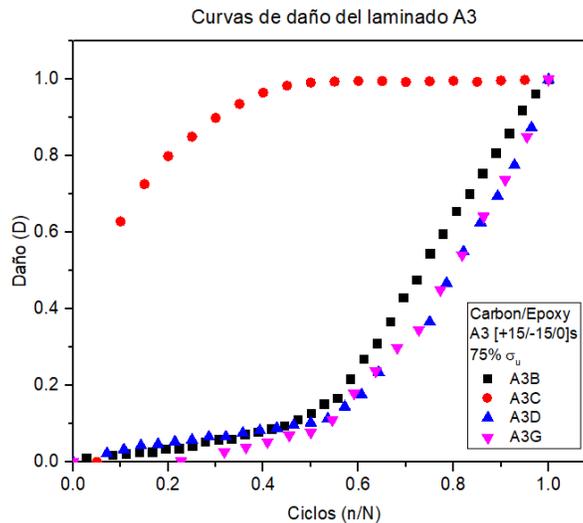


Figura 3.3 Gráfica del daño en función de la vida a fatiga normalizada de las probetas del laminado A3.

Laminado B1

Laminado	B1	Secuencia de apilado	[0/+45/-45]s
----------	----	----------------------	--------------

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla 4.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B1.

geometría de las probetas del laminado B1 sometidas a fatiga			
Probeta	Espesor prom. (mm)	Ancho prom. (mm)	Longitud total (cm)
A	1.571	26.47	24.81
B	1.592	25.27	24.86
E	1.61	25.35	24.87
G	1.549	25.35	24.82

Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura 4.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplicado a las probetas del laminado B1.

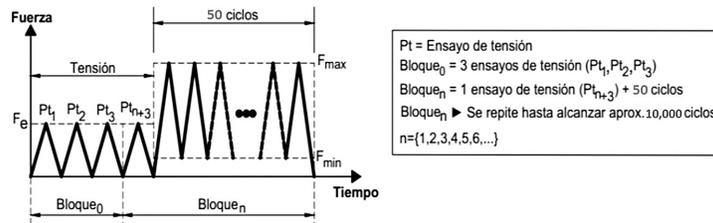


Figura 4.1: Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga.

Tensión

Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	MTS 810
Velocidad del ensayo	2 mm/min

La realización del ensayo de tensión tiene como propósito determinar el módulo de elasticidad longitudinal (E), por lo tanto, el ensayo se realiza al nivel de fuerza F_e (Tabla 4.2) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla 4.2 Procedimiento para determinar F_e en el laminado B1.

PROBETA	* $F_{ruptura}$ (N)	** $F_{0.3\%}$ (N)
C	20567.02	3806.496
D	17868.98	3792.445
F	19135.35	3789.536
PROMEDIO	19190.45	3796.159
Porcentaje %	100	19.7815
% agregado		+10
F_e (%)		29.7815
F_e (N)		5715.204

(*) Nivel de fuerza de ruptura en una probeta del laminado sin considerar la alineación vertical inicial.

(**) Nivel de fuerza en una probeta al alcanzar el 0.3% de elongación por medio del extensómetro.

Curva cíclica

Método de ensayo de fatiga	ASTM D3479	Máquina de ensayos	MTS 810
Frecuencia	5 Hz	Forma	Triangular
Parámetro de control	Fuerza	Razón de carga	0.1
		Esfuerzo máximo	75% σ_u

Tabla 4.3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado B1.

control de la carga cíclica			
$\sigma_u = 462.7543$ MPa			
probetas	75% σ_u (MPa)	F_{max} (N)	F_{min} (N)
A	347.065	14437.053	1443.705
B	347.065	13962.400	1396.240
E	347.065	14166.813	1416.681
G	347.065	13727.740	1372.774

Resultados del ensayo de fatiga

Registro del módulo de elasticidad y del número de ciclos hasta la falla completa

El módulo de elasticidad longitudinal (E) se determina considerando el registro de la deformación de cada probeta a través del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos. En las siguientes tablas se presentan los módulos de elasticidad longitudinales determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado B1; además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

Tabla 4.4 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta B1E.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B1E			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	24.657
5	1	100	16.212
6	2	200	14.500
7	3	300	13.330
8	4	400	11.945
9	5	500	10.811
10	6	600	9.755
11	7	700	8.841
12	8	800	8.141
13	9	900	7.341
14	10	1000	6.542
15	11	1100	5.794
16	12	1200	5.210
17	13	1300	4.462
18	14	1400	3.621
19	15	1500	3.017
20	16	1600	2.286
21	17	1700	1.920
22	18	1800	1.509
23	19	1900	1.258
24	20	2000	0.504
25	21	2100	0.291
26	22	2200	0.113
27	23	2300	0.078

Falla

Tabla 4.5 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta B1G.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B1G			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	26.646
5	1	100	16.141
6	2	200	14.066
7	3	300	12.730
8	4	400	11.416
9	5	500	10.280
10	6	600	9.600
11	7	700	8.743
12	8	800	8.027
13	9	900	7.100
14	10	1000	6.331
15	11	1100	5.582
16	12	1200	4.648
17	13	1300	3.967
18	14	1400	3.227
19	15	1500	2.623
20	16	1600	2.041
21	17	1700	1.471
22	18	1800	1.168
23	19	1900	1.016
24	20	2000	0.789
25	21	2100	0.490
26	22	2200	0.204
27	23	2300	0.231
28	24	2400	0.108
29	25	2500	0.067

Falla

Degradación del módulo de elasticidad

En la Figura 4.2 se muestra la gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga para las probetas que pertenecen al laminado B1.

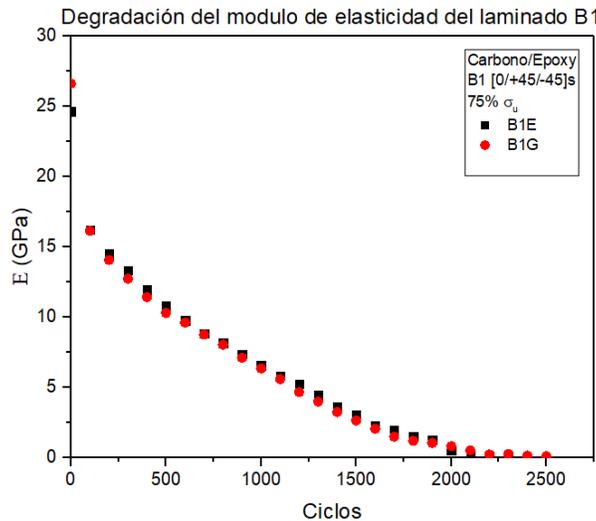


Figura 4.2: Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de todas las probetas del laminado B1.

Daño

El daño acumulado (D) se define a través de la ecuación $*D = (E_0 - E_n) / (E_0 - E_f)$, donde E_0 , E_n y E_f son los módulos de elasticidad longitudinal en el estado “virgen”, a cierto número de ciclos de carga y en el ciclo final, respectivamente; por lo tanto, el módulo de elasticidad longitudinal determinado por medio del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos permite obtener el daño acumulado. En la Figura 4.3 se muestran las gráficas de D en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado B1.

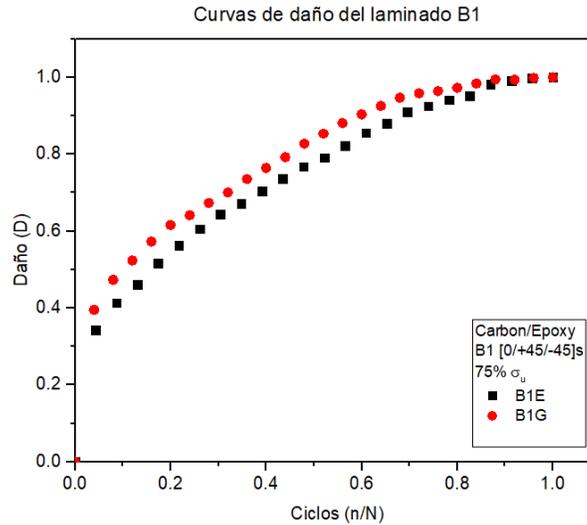


Figura 4.3 Gráfica del daño en función de la vida a fatiga normalizada de las probetas del laminado B1.

Laminado B2

Laminado	B2	Secuencia de apilado	[+45/0/-45]s
----------	----	----------------------	--------------

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla 5.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B2.

geometría de las probetas del laminado B2 sometidas a fatiga			
Probeta	Espesor prom. (mm)	Ancho prom. (mm)	Longitud total (cm)
A	1.351	25.1983	25
B	1.379	24.5683	25
F	1.399	25.8983	24.9
G	1.381	24.7916	24.9

Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura 5.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplicó a las probetas del laminado B2.

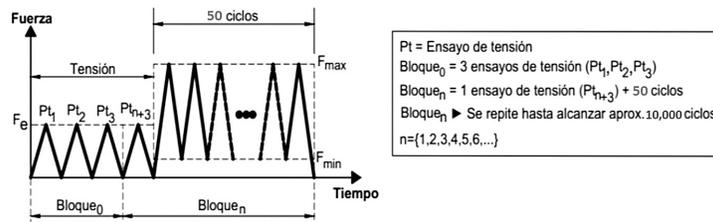


Figura 5.1: Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga.

Tensión

Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	MTS 810
Velocidad del ensayo	2 mm/min

La realización del ensayo de tensión tiene como propósito determinar el módulo de elasticidad longitudinal (E), por lo tanto, el ensayo se realiza al nivel de fuerza F_e (Tabla 5.2) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla 5.2 Procedimiento para determinar F_e en el laminado B2.

PROBETA	* $F_{ruptura}$ (N)	** $F_{0.3\%}$ (N)
C	24160.300	3834.756
D	22582.550	3733.842
E	24167.840	3448.232
PROMEDIO	23636.897	3672.277
Porcentaje %	100	15.536
% agregado		10
F_e (%)		25.536
F_e (N)		6035.966

(*) Nivel de fuerza de ruptura en una probeta del laminado sin considerar la alineación vertical inicial.

(**) Nivel de fuerza en una probeta al alcanzar el 0.3% de elongación por medio del extensómetro.

Curva cíclica

Método de ensayo de fatiga	ASTM D3479	Máquina de ensayos	MTS 810
Frecuencia	5 Hz	Forma	Triangular
Parámetro de control	Fuerza	Razón de carga	0.1
		Esfuerzo máximo	75% σ_u

Tabla 5.3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado B2.

control de la carga cíclica			
$\sigma_u = 651.2783$ MPa			
probetas	75% σ_u (MPa)	F_{max} (N)	F_{min} (N)
A	488.459	16628.574	1662.857
B	488.459	16548.849	1654.885
F	488.459	17697.722	1769.772
G	488.459	16723.501	1672.350

Resultados del ensayo de fatiga

Registro del módulo de elasticidad y del número de ciclos hasta la falla completa

El módulo de elasticidad longitudinal (E) se determina considerando el registro de la deformación de cada probeta a través del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos. En las siguientes tablas se presentan los módulos de elasticidad longitudinales determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado B2; además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

Tabla 5.4 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta B2A.

Registro de los ciclos y del modulo de elasticidad longitudinal en la probeta B2A			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	30.543
5	1	100	12.977
6	2	200	8.374
7	3	300	6.764
8	4	400	4.986
9	5	500	3.253
10	6	600	1.759
11	7	700	1.363
12	8	800	0.721
13	9	900	0.381
14	10	1000	0.078
Falla			

Tabla 5.5 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta B2B.

Registro de los ciclos y del modulo de elasticidad longitudinal en la probeta B2B			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0		32.061
5	1	100	10.066
6	2	200	6.992
7	3	300	4.998
8	4	400	3.454
9	5	500	2.299
10	6	600	1.089
11	7	700	0.631
12	8	800	0.565
13	9	900	0.463
14	10	1000	0.341
15	11	1100	0.279
16	12	1200	0.170
17	13	1300	0.142
18	14	1400	0.108
Falla			

Tabla 5.6 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta B2F.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B2F			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	30.626
5	1	100	20.694
6	2	200	17.699
7	3	300	15.339
8	4	400	13.597
9	5	500	12.022
10	6	600	9.067
11	7	700	7.842
12	8	800	6.289
13	9	900	5.111
14	10	1000	3.924
15	11	1100	2.633
16	12	1200	1.851
17	13	1300	0.631
18	14	1400	0.417
19	15	1500	0.395
20	16	1600	0.299
21	17	1700	0.340
22	18	1800	0.356
23	19	1900	0.341
24	20	2000	0.257
25	21	2100	0.337
26	22	2200	0.285
27	23	2300	0.155
28	24	2400	0.107
29	25	2500	0.136
30	26	2600	0.058

Falla

Tabla 5.7 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta B2G.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B2G			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	29.613
5	1	100	12.250
6	2	200	6.400

Falla

Degradación del módulo de elasticidad

En la Figura 5.2 se muestra la gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga para las probetas que pertenecen al laminado B2.

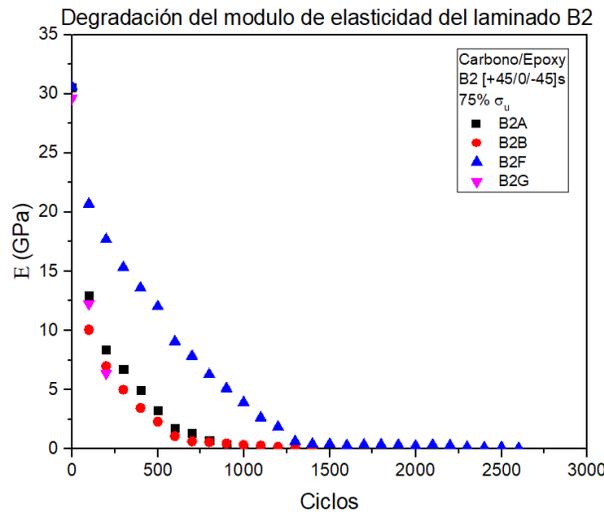
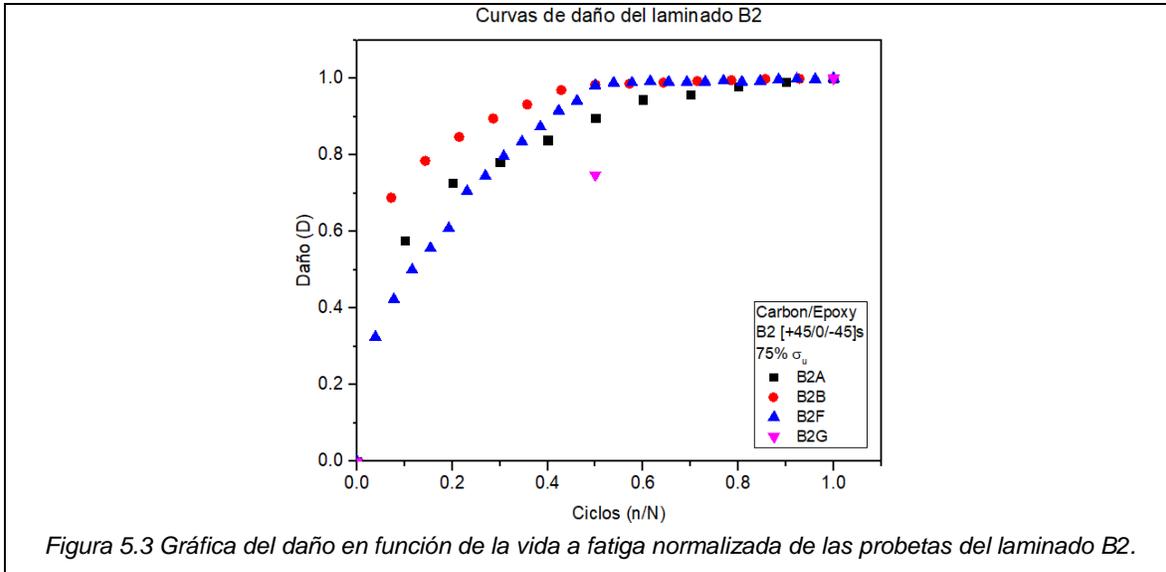


Figura 5.2: Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de todas las probetas del laminado B2.

Daño

El daño acumulado (D) se define a través de la ecuación $*D = (E_0 - E_n) / (E_0 - E_f)$, donde E_0 , E_n y E_f son los módulos de elasticidad longitudinal en el estado “virgen”, a cierto número de ciclos de carga y en el ciclo final, respectivamente; por lo tanto, el módulo de elasticidad longitudinal determinado por medio del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos permite obtener el daño acumulado. En la Figura 5.3 se muestran la gráficas de D en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado B2.



Laminado C1

Laminado	A1	Secuencia de apilado	[0/+75/-75]s
----------	----	----------------------	--------------

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla 6.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado C1.

geometría de las probetas del laminado C1 sometidas a fatiga			
Probeta	Espesor prom. (mm)	Ancho prom. (mm)	Longitud total (cm)
B	1.568	25.64	25
C	1.599	25.53	25.02
E	1.624	25.53	25.1
H	1.508	25.64	25.03

Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura 6.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplico a las probetas del laminado C1.

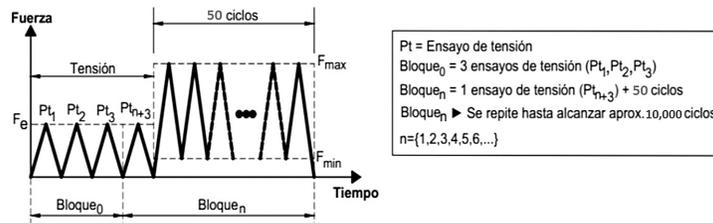


Figura 6.1: Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga.

Tensión

Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	MTS 810
Velocidad del ensayo	2 mm/min

La realización del ensayo de tensión tiene como propósito determinar el módulo de elasticidad longitudinal (E), por lo tanto, el ensayo se realiza al nivel de fuerza F_e (Tabla 6.2) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla 6.2 Procedimiento para determinar F_e en el laminado C1.

PROBETA	* $F_{ruptura}$ (N)	** $F_{0.3\%}$ (N)
A	17642.85	3184.446
D	17722.86	3415.887
F	19781.11	3541.819
G	19272.06	3443.956
PROMEDIO	18604.72	3396.527
Porcentaje %	100	18.256
	% agregado	+10
	F_e (%)	25.256
	F_e (N)	5256.99

(*) Nivel de fuerza de ruptura en una probeta del laminado sin considerar la alineación vertical inicial.

(**) Nivel de fuerza en una probeta al alcanzar el 0.3% de elongación por medio del extensómetro.

Curva cíclica

Método de ensayo de fatiga	ASTM D3479	Máquina de ensayos	MTS 810
Frecuencia	5 Hz	Forma	Triangular
Parámetro de control	Fuerza	Razón de carga	0.1
		Esfuerzo máximo	75% σ_u

Tabla 6.3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado C1.

Control de la carga cíclica			
$\sigma_u = 461.7094$ MPa			
Probetas	75% σ_u (MPa)	F_{max} (N)	F_{min} (N)
B	346.282	13923.550	1392.355
C	346.282	14138.858	1413.886
E	346.282	14361.788	1436.179
H	346.282	13389.904	1338.990

Resultados del ensayo de fatiga

Registro del módulo de elasticidad y del número de ciclos hasta la falla completa

El módulo de elasticidad longitudinal (E) se determina considerando el registro de la deformación de cada probeta a través del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos. En las siguientes tablas se presentan los módulos de elasticidad longitudinales determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado C1; además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

Tabla 6.4 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta C1C.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta C1C			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	24.285
5	1	100	19.438
6	2	200	16.958
7	3	300	15.017
8	4	400	13.703
9	5	500	12.554
10	6	600	11.473
11	7	700	10.580
12	8	800	9.694
13	9	900	8.674
14	10	1000	7.988
15	11	1100	7.175
16	12	1200	6.410
17	13	1300	4.946
18	14	1400	3.645
19	15	1500	2.370
20	16	1600	1.287

Falla

Degradación del módulo de elasticidad

En la Figura 6.2 se muestra la gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga para las probetas que pertenecen al laminado C1.

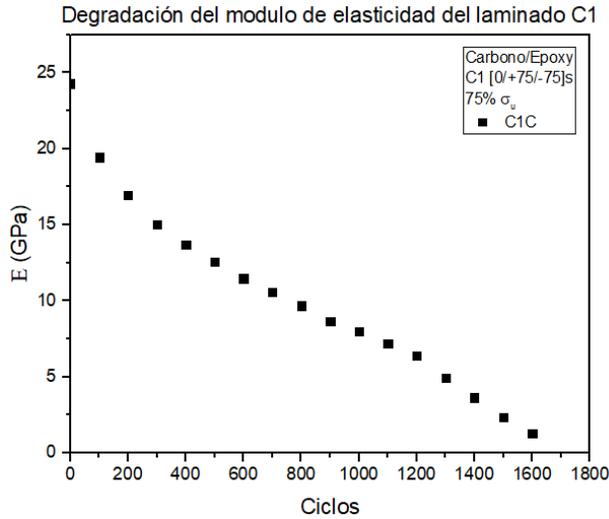


Figura 6.2: Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de todas las probetas del laminado C1.

Daño

El daño acumulado (D) se define a través de la ecuación $*D = (E_0 - E_n) / (E_0 - E_f)$, donde E_0 , E_n y E_f son los módulos de elasticidad longitudinal en el estado “virgen”, a cierto número de ciclos de carga y en el ciclo final, respectivamente; por lo tanto, el módulo de elasticidad longitudinal determinado por medio del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos permite obtener el daño acumulado. En la Figura 6.3 se muestran la gráficas de D en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado C1.

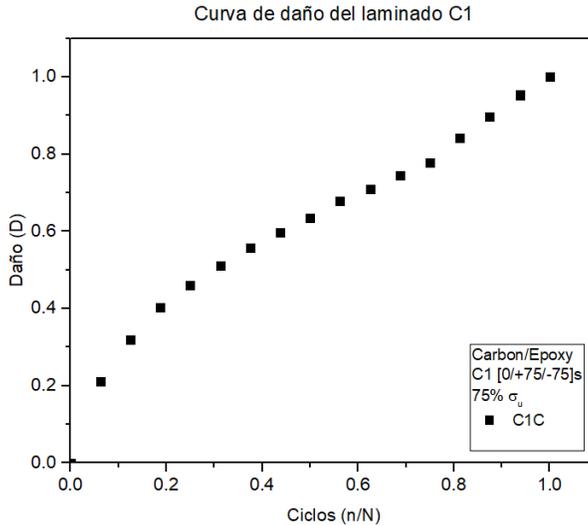


Figura 6.3 Gráfica del daño en función de la vida a fatiga normalizada de las probetas del laminado C1.

Laminado C2

Laminado	C2	Secuencia de apilado	[+75/0/-75]s
----------	----	----------------------	--------------

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla 7.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado C2.

geometría de las probetas del laminado C2 sometidas a fatiga			
Probeta	Espesor prom. (mm)	Ancho prom. (mm)	Longitud total (cm)
C	1.459	24.518	25
D	1.469	25.63	25
E	1.481	25.678	25.1
F	1.46	24.826	25.1

Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura 7.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplicado a las probetas del laminado C2.

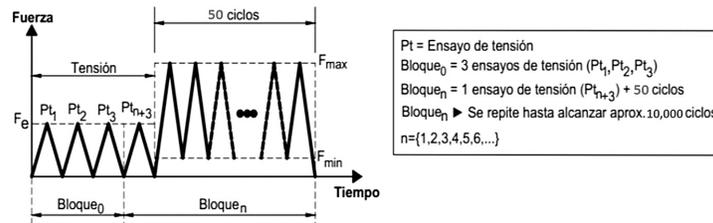


Figura 7.1: Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga.

Tensión

Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	MTS 810
Velocidad del ensayo	2 mm/min

La realización del ensayo de tensión tiene como propósito determinar el módulo de elasticidad longitudinal (E), por lo tanto, el ensayo se realiza al nivel de fuerza F_e (Tabla 7.2) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla 7.2 Procedimiento para determinar F_e en el laminado C2.

PROBETA	* $F_{ruptura}$ (N)	** $F_{0.3\%}$ (N)
A	21664.06	3221.13
B	23779.54	3680.229
G	21504.1	3424.724
H	22477.05	3473.616
PROMEDIO	22356.1875	3449.924
Porcentaje %	100	15.4316
% agregado		+10
F_e (%)		25.4316
F_e (N)		5685.5435

(*) Nivel de fuerza de ruptura en una probeta del laminado sin considerar la alineación vertical inicial.

(**) Nivel de fuerza en una probeta al alcanzar el 0.3% de elongación por medio del extensómetro.

Curva cíclica

Método de ensayo de fatiga	ASTM D3479	Máquina de ensayos	MTS 810
Frecuencia	5 Hz	Forma	Triangular
Parámetro de control	Fuerza	Razón de carga	0.1
		Esfuerzo máximo	75% σ_u

Tabla 7.3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado C2.

Control de la carga cíclica			
$\sigma_u = 619.3727$ MPa			
Probetas	75% σ_u (MPa)	F_{max} (N)	F_{min} (N)
C	464.529	16617.26	1661.72
D	464.529	17489.75	1748.97
E	464.529	17665.87	1766.58
F	464.529	16837.76	1683.77

Resultados del ensayo de fatiga

Registro del módulo de elasticidad y del número de ciclos hasta la falla completa

El módulo de elasticidad longitudinal (E) se determina considerando el registro de la deformación de cada probeta a través del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos. En las siguientes tablas se presentan los módulos de elasticidad longitudinales determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado C2; además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

Tabla 7.4 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta C2C.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta C2C			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	26.272
5	1	100	14.229
6	2	200	10.404
7	3	300	6.882
8	4	400	3.092
9	5	500	1.426
10	6	600	1.003
11	7	700	0.222
12	8	800	0.227
13	9	900	0.146
14	10	1000	0.191
15	11	1100	0.201
16	12	1200	0.205
17	13	1300	0.215
18	14	1400	0.189
19	15	1500	0.075

Falla

Tabla 7.5 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta C2E.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta C2E			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	8.664
5	1	50	0.169
6	2	100	0.135
7	3	150	0.128
8	4	200	0.089

Falla

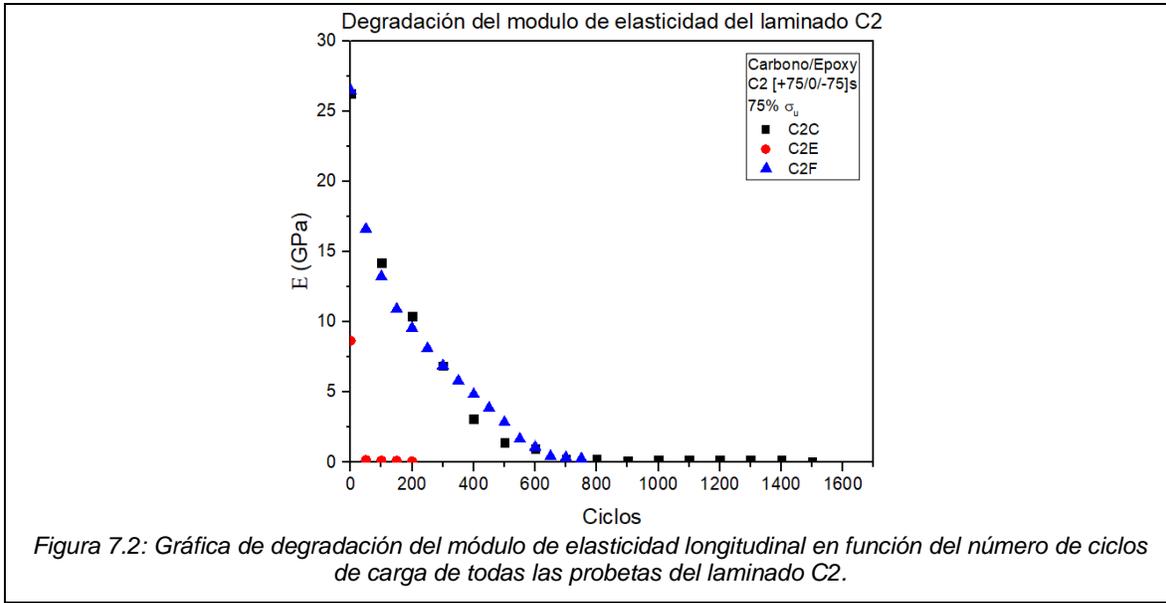
Tabla 7.6 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta C2F.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta C2F			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	26.465
5	1	50	16.615
6	2	100	13.223
7	3	150	10.911
8	4	200	9.562
9	5	250	8.118
10	6	300	6.898
11	7	350	5.811
12	8	400	4.851
13	9	450	3.876
14	10	500	2.850
15	11	550	1.674
16	12	600	1.099
17	13	650	0.435
18	14	700	0.350
19	15	750	0.268

Falla

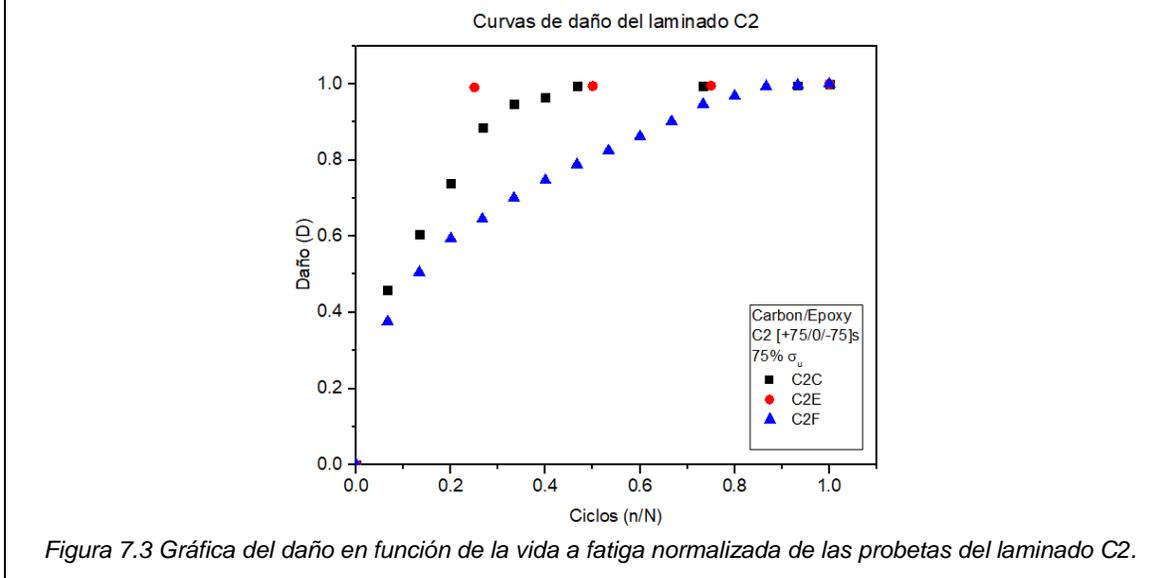
Degradación del módulo de elasticidad

En la Figura 7.2 se muestra la gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga para las probetas que pertenecen al laminado C2.



Daño

El daño acumulado (D) se define a través de la ecuación $D = (E_0 - E_n) / (E_0 - E_f)$, donde E_0 , E_n y E_f son los módulos de elasticidad longitudinal en el estado “virgen”, a cierto número de ciclos de carga y en el ciclo final, respectivamente; por lo tanto, el módulo de elasticidad longitudinal determinado por medio del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos permite obtener el daño acumulado. En la Figura 7.3 se muestran la gráficas de D en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado C2.



Laminado C3

Laminado	C3	Secuencia de apilado	[+75/-75/0]s
----------	----	----------------------	--------------

Dimensiones de las probetas representativas

Tabla 8.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado C3.

geometría de las probetas del laminado C3 sometidas a fatiga			
Probeta	Espesor prom. (mm)	Ancho prom. (mm)	Longitud total (cm)
C	1.276	24.55	25
D	1.299	24.34	25
F	1.307	24.65	25
G	1.255	25.28	25

Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura 8.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplicado a las probetas del laminado C3.

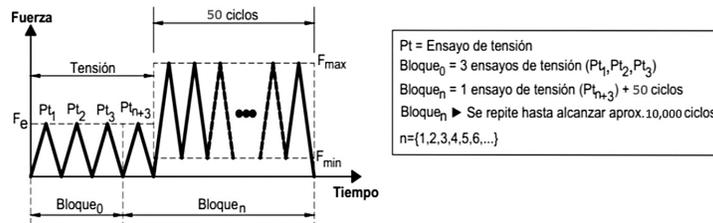


Figura 8.1: Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga.

Tensión

Método de ensayo de tensión	ASTM D3039
Máquina de ensayos	MTS 810
Velocidad del ensayo	2 mm/min

La realización del ensayo de tensión tiene como propósito determinar el módulo de elasticidad longitudinal (E), por lo tanto, el ensayo se realiza al nivel de fuerza F_e (Tabla 8.2) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla 8.2 Procedimiento para determinar F_e en el laminado C3.

PROBETA	*F _{ruptura} (N)	**F _{0.3%} (N)
A	18048.38	3485.552
B	17162.28	3316.609
E	19228.62	3238.487
H	17232.71	3311.173
PROMEDIO	17917.99	3337.95
Porcentaje %	100	18.629
% agregado		+10
F _e (%)		28.629
F _e (N)		5129.755

(*) Nivel de fuerza de ruptura en una probeta del laminado sin considerar la alineación vertical inicial.

(**) Nivel de fuerza en una probeta al alcanzar el 0.3% de elongación por medio del extensómetro.

Curva cíclica

Método de ensayo de fatiga	ASTM D3479	Máquina de ensayos	MTS 810
Frecuencia	5 Hz	Forma	Triangular
Parámetro de control	Fuerza	Razón de carga	0.1
		Esfuerzo máximo	75%σ _u

Tabla 8.3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado C3.

Control de la carga cíclica			
σ _u = 571.678 MPa			
Probetas	75% σ _u (MPa)	F _{max} (N)	F _{min} (N)
C	428.759	13434.829	1343.483
D	428.759	13560.995	1356.100
F	428.759	13815.413	1381.541
G	428.759	13607.461	1360.746

Resultados del ensayo de fatiga

Registro del módulo de elasticidad y del número de ciclos hasta la falla completa

El módulo de elasticidad longitudinal (E) se determina considerando el registro de la deformación de cada probeta a través del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos. En las siguientes tablas se presentan los módulos de elasticidad longitudinales determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado C3; además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

Tabla 8.4 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta C3C.

Registro de los ciclos y del modulo de elasticidad longitudinal en la probeta C3C			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	27.920
5	1	100	19.962
6	2	200	16.868
7	3	300	15.396
8	4	400	14.354
9	5	500	14.272
10	6	600	12.777
11	7	700	11.842
12	8	800	11.199
13	9	900	10.241
14	10	1000	9.695
15	11	1100	9.158
.	.	.	.
.	.	.	.
.	.	.	.
28	24	2400	1.870
29	25	2500	1.518
30	26	2600	0.909
31	27	2700	0.363
32	28	2800	0.327
33	29	2900	0.214
34	30	3000	0.220
35	31	3100	0.299
36	32	3200	0.228
37	33	3300	0.254
38	34	3400	0.186

Falla

Tabla 8.5 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta C3G.

Registro de los ciclos y del modulo de elasticidad longitudinal en la probeta C3G			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	28.945
5	1	100	24.564
6	2	150	18.329
7	3	200	16.434
8	4	250	14.068
9	5	300	12.889
10	6	400	10.071
11	7	500	8.137
12	8	600	6.594
13	9	700	5.192
14	10	800	3.830
15	11	900	2.852
16	12	1000	1.415
17	13	1100	0.807
18	14	1200	0.754
19	15	1300	0.551
20	16	1400	0.279
21	17	1500	0.434
22	18	1600	0.157
23	19	1700	0.110
24	20	1800	0.123
25	21	1900	0.105
26	22	2000	0.346
27	23	2100	0.316
28	24	2200	0.316
29	25	2300	0.214
30	26	2400	0.098

Falla

Tabla 8.6 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta C3D.

Registro de los ciclos y del modulo de elasticidad longitudinal en la probeta C3D			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	28.697
5	1	100	23.086
6	2	200	18.011
7	3	300	15.655
8	4	400	13.004
9	5	500	10.870
10	6	600	9.059
11	7	700	7.354
12	8	800	5.800
13	9	900	4.238
14	10	1000	3.032
15	11	1100	1.822
16	12	1200	0.870
17	13	1300	0.305
18	14	1400	0.181
19	15	1500	0.171
20	16	1600	0.112
21	17	1700	0.087

Falla

Tabla 8.7 Muestra del módulo de elasticidad longitudinal determinado en cada bloque de carga en la probeta C3F.

Registro de los ciclos y del modulo de elasticidad longitudinal en la probeta C3F			
Ensayo de tensión (Ptn)	Bloque (n)	Ciclos	E (GPa)
(1-4)	0	0	27.488
5	1	100	13.742
6	2	200	10.398
7	3	300	15.006
8	4	400	6.964
9	5	500	14.832
10	6	600	2.814
11	7	700	1.222
12	8	800	0.550
13	9	900	0.318
14	10	1000	0.322
15	11	1100	0.428
16	12	1200	0.267
17	13	1300	0.457
18	14	1400	0.293
19	15	1500	0.191
20	16	1600	0.103
21	17	1700	0.172
22	18	1800	0.069

Falla

Degradación del módulo de elasticidad

En la Figura 8.2 se muestra la gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga para las probetas que pertenecen al laminado C3.

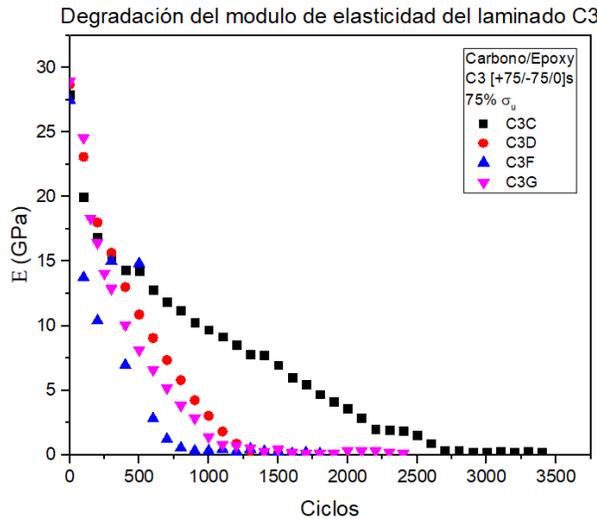


Figura 8.2: Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de todas las probetas del laminado C3.

Daño

El daño acumulado (D) se define a través de la ecuación $*D = (E_0 - E_n) / (E_0 - E_f)$, donde E_0 , E_n y E_f son los módulos de elasticidad longitudinal en el estado “virgen”, a cierto número de ciclos de carga y en el ciclo final, respectivamente; por lo tanto, el módulo de elasticidad longitudinal determinado por medio del desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos permite obtener el daño acumulado. En la Figura 8.3 se muestran la gráficas de D en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado C3.

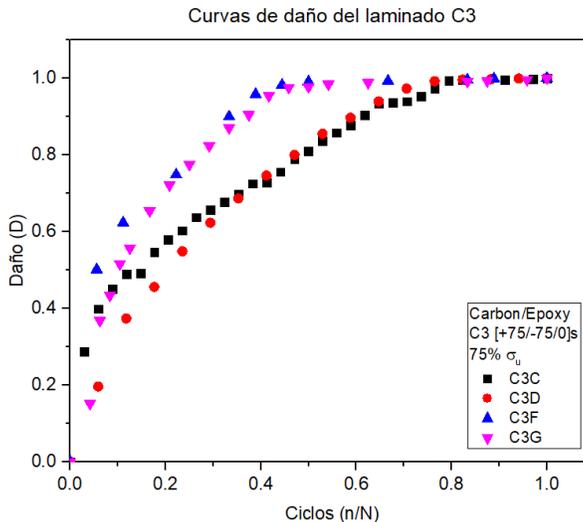


Figura 8.3 Gráfica del daño en función de la vida a fatiga normalizada de las probetas del laminado C3.



**TECNOLÓGICO
NACIONAL DE MÉXICO**

cenidet[®]
Centro Nacional de Investigación
y Desarrollo Tecnológico