



TECNOLÓGICO NACIONAL DE MÉXICO  
Secretaría Académica, de Investigación e Innovación  
Dirección de Posgrado, Investigación e Innovación



# Centro Nacional de Investigación y Desarrollo Tecnológico

Subdirección Académica

Departamento de Ingeniería Mecánica

## TESIS DE MAESTRÍA EN CIENCIAS

**Bases para el Diseño de Materiales Compuestos Estructurales  
con Enfoque en Tolerancia al Daño**

presentada por  
**Ing. Enrique Alcudia Zacarías**

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. José Antonio Arellano Cabrera**

Cuernavaca, Morelos, México. Diciembre de 2016.



Cuernavaca, mor., 05/diciembre/2016

OFICIO No. DIM/439/2016  
**Asunto:** Aceptación de documento de tesis

**C. DR. GERARDO VICENTE GUERRERO RAMÍREZ**  
**SUBDIRECTOR ACADÉMICO**  
**PRESENTE**

Por este conducto, los integrantes de Comité Tutorial del C. Ing. Enrique Alcudia Zacarías, con número de control M13CE040, de la Maestría en Ciencias en Ingeniería Mecánica, le informamos que hemos revisado el trabajo de tesis profesional titulado **“Bases para el diseño de materiales compuestos estructurales con enfoque en tolerancia al daño”**, hemos encontrado que se han realizado todas las correcciones y observaciones que se le indicaron, por lo que hemos acordado aceptar el documento de tesis y le solicitamos la autorización de impresión definitiva.

DIRECTOR DE TESIS

DR. ARTURO ABÚNDEZ PLIEGO  
Doctor en Ciencias en Ingeniería Mecánica  
6801139

REVISOR 1

DR. JOSÉ MARÍA RODRÍGUEZ LELIS  
Doctor en Ciencias en Ingeniería Mecánica  
4500026

REVISOR 2

DR. JORGE COBÁN OCAMPO  
Doctor en Ciencias en Ingeniería Mecánica  
4694783

REVISOR 3

DRA. CLAUDIA CORTÉS GARCÍA  
Doctora en Ciencias en Ingeniería Mecánica  
9336586

C.p. Departamento de Servicios Escolares.  
Estudiante  
Expediente

Iniciales AAP/mrsr



**SEP**

SECRETARÍA DE  
EDUCACIÓN PÚBLICA



TECNOLÓGICO NACIONAL DE MÉXICO  
Centro Nacional de Investigación y Desarrollo Tecnológico

Cuernavaca, Mor. 15 de diciembre de 2016  
OFICIO No. SAC/356/2016

**Asunto:** Autorización de impresión de tesis

**ING. ENRIQUE ALCUDIA ZACARÍAS  
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 el diseño de materiales compuestos estructurales con enfoque en tolerancia al daño", 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**

"CONOCIMIENTO Y TECNOLOGIA AL SERVICIO DE MEXICO"

**DR. GERARDO VICENTE GUERRERO RAMÍREZ  
SUBDIRECTOR ACADÉMICO**



SEP TecNM  
CENTRO NACIONAL  
DE INVESTIGACIÓN  
Y DESARROLLO  
TECNOLÓGICO  
SUBDIRECCIÓN  
ACADÉMICA

C.p. M.T.I. María Elena Gómez Torres- Jefa del Departamento de Servicios Escolares.  
Expediente

GVGR/mcr

**cenidet**<sup>®</sup>  
Centro Nacional de Investigación  
y Desarrollo Tecnológico

Interior Internado Palmira S/N, Col. Palmira. C.P. 62490 Cuernavaca, Mor.  
Tels. (01)777 362-77-70 Ext. 4106, e-mail: direccion@cenidet.edu.mx  
www.cenidet.edu.mx



## Dedicatoria

A mi madre Minerva y a mi padre Francisco, por siempre brindarme su amor y apoyo. Gracias por ser la base de mi formación y por estar conmigo en cada aspecto de mi vida.

A mi hermano José Francisco por su confianza y apoyo otorgado en cada etapa de mi vida.

A mi familia por estar siempre presente.

# Agradecimientos

Al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT) por los apoyos económicos otorgados durante mis estudios de maestría a través de la beca nacional No. 363461 y la beca mixta para la estancia en la Universidad Autónoma de Baja California (UABC).

Al Programa para el Desarrollo Profesional Docente (PRODEP) por el apoyo económico asignado a través del proyecto No. CENIDET-PTC-005 durante el desarrollo de este trabajo.

Al Centro Nacional de Investigación y Desarrollo Tecnológico (CENIDET) por la oportunidad de realizar mis estudios de maestría.

A mi director de tesis el Dr. Arturo Abúndez Pliego por guiarme durante el desarrollo de este trabajo de investigación, por su apoyo y gestión para conseguir los recursos necesarios para trabajar con los materiales compuestos, por sus enseñanzas y por brindarme su confianza y amistad.

A mi codirector de tesis el Dr. José Antonio Arellano Cabrera por su apoyo durante el desarrollo de este trabajo de investigación.

A mi comité revisor: Dra. Claudia Cortés García, Dr. Jorge Colín Ocampo y Dr. José María Rodríguez Lelis, por sus acertados comentarios y observaciones durante el desarrollo de este trabajo.

A los profesores del CENIDET: Dra. Claudia Cortés García, Dr. Arturo Abúndez Pliego, Dr. Jesús Arce Landa, Dr. Andrés Blanco Ortega, Dr. Jorge Colín Ocampo, Dr. Eladio Martínez Rayón, Dr. Efraín Simá Moo y Dr. Dariusz Szwedowicz Wasik, por ser parte de mi formación al compartir sus conocimientos y experiencias.

A la UABC y a los profesores de la Escuela de Ciencias de la Ingeniería y Tecnología (ECITEC)-Unidad Valle de las Palmas-Campus Tijuana, en especial al M.C. Juan Antonio Paz González, M.C. Benjamín Vizcarra González y al M.C. José Navarro Torres, por brindarme un ambiente agradable y confiable durante mi estancia de investigación.

Al M.C. Juan Antonio Paz González y a su familia por recibirme con los brazos abiertos durante mi estancia en Tijuana, Baja California, por sus consejos, amistad y la confianza que me han otorgado.

A mis grandes amigos, Alberto y Carlos Manuel, por la amistad de años y por ser parte de esta etapa de mi vida, por los consejos y el apoyo de manera personal como profesional.

A mis compañeros de generación: Polar, María de Lourdes, Javier, Elvis, Roger Alejandro, José Armando, Víctor Hugo, Luis Alberto, Luis Manuel, Rey David y Jesús Benjamín, así como también a los compañeros de otras generaciones, por la convivencia, consejos y tiempo agradable que pasé con ustedes.

Al Dr. Jan Mayén Chaires y a la M.I.C.A. Isabel Pereyra Laguna por su amistad y consejos.

A la secretaria María del Rocío Salazar Ruiz del Departamento de Ingeniería Mecánica del CENIDET por todo el apoyo otorgado.

Al personal del departamento de Servicios Escolares del CENIDET por el apoyo brindado y atención en los trámites administrativos durante mi permanencia en este centro de investigación.

# Resumen

---

En este trabajo se presentan las bases de una metodología para el diseño de materiales compuestos estructurales con enfoque en tolerancia al daño en función de la fracción de volumen de fibras, orientación de las fibras y secuencia de apilado; esta metodología permite prolongar la vida a fatiga del material compuesto a través de recomendaciones de diseño. El concepto de daño propuesto por Mao-Mahadevan y el modelo para la predicción de la evolución del daño a fatiga de Shiri se utilizaron con el propósito de determinar de forma cuantitativa cómo influyen la fracción de volumen de fibras, la orientación de las fibras y la secuencia de apilado en la degradación del material compuesto al ser sometido a cargas cíclicas; por lo tanto, se realizó un estudio experimental que involucra: a) la selección de los parámetros para el estudio del daño por fatiga, el diseño del material compuesto de acuerdo a las variables de estudio; b) la selección de un método de manufactura; y c) la planeación para realizar las pruebas de materiales compuestos en la máquina de ensayos. A continuación se describen las recomendaciones de diseño que se determinaron a través del análisis de los resultados:

- En la variable de diseño de fracción de volumen de fibras se determinó que en presencia de una fracción de volumen de matriz predominante dentro de un material compuesto laminado, la fracción más importante de acumulación del daño ocurre en la etapa temprana de la vida a fatiga; sin embargo, al final de la vida a fatiga, esta condición permite mejorar la redistribución de los esfuerzos dentro del laminado, por lo tanto, las láminas que soportan principalmente la carga (láminas a  $0^\circ$ ) son capaces de soportar una mayor cantidad de ciclos de carga antes de fallar completamente. Este comportamiento se observó en el laminado  $[0/+45/-45]_s$ , en el cual se obtiene un aumento en la vida a fatiga del 19.8% a través de una disminución del 0.198 en la fracción de volumen de fibras.
- En la variable de diseño de orientaciones de las fibras se determinó que en presencia de capas de fibras orientadas a  $75^\circ$  con respecto al eje de carga, dentro de un material compuesto laminado, ocasiona que la vida a fatiga sea menor en comparación con un laminado que contiene capas de fibras orientadas a  $45^\circ$ . En esta condición, la fracción más importante de acumulación del daño ocurre en la etapa temprana de la vida a fatiga, el cual consiste en un alto nivel de agrietamiento de la matriz en los bordes libres del material compuesto que ocasiona la delaminación de grupos de fibras en las láminas, por lo cual, al final de la vida a fatiga, el alto nivel de daño en las láminas que soportan principalmente la carga (capas de fibras a  $0^\circ$ ) acorta la vida a fatiga del material compuesto. Este comportamiento se observó en el laminado  $[0/+75/-75]_s$ , en el cual se obtiene una reducción en la vida a fatiga del 17.8% en comparación con una configuración  $[0/+45/-45]_s$ .
- En la variable de diseño de secuencia de apilamiento se determinó que en presencia de las capas de fibras orientadas a  $0^\circ$  en el exterior del laminado ocasiona una menor vida a fatiga en comparación con un laminado que contiene las capas de fibras a  $0^\circ$  en el plano simétrico. En esta condición, el estado de la redistribución de los esfuerzos interlaminares genera un bajo nivel de agrietamiento de matriz en la etapa temprana de la vida a fatiga; sin embargo, al final de la vida a fatiga, el estado de la redistribución de esfuerzos interlaminares disminuye el número de ciclos a la ruptura de las capas de fibras a  $0^\circ$ . Este comportamiento se observó en el laminado  $[0/+45/-45]_s$  y  $[+45/-45/0]_s$ , la presencia de las capas de fibras orientadas a  $0^\circ$  en el exterior de una configuración  $[0/+45/-45]_s$  genera una disminución en la vida a fatiga del 79.6% en comparación con un laminado que contiene las capas de fibras orientadas a  $0^\circ$  en el interior de la configuración  $[+45/-45/0]_s$ .

# Abstract

---

In this work, the basis for a structural composite design methodology focused on damage tolerance as a function of: fiber volume fraction, fiber orientation and stacking sequence, is presented; this methodology allows to extend the fatigue life of a composite by using proposed design recommendations. The damage concept proposed by Mao and Mahadevan as well as the prediction model for the fatigue damage evolution by Shiri were used for quantitatively determining how the fiber volume fraction, fiber orientation and stacking sequence affect of composite mechanical properties degradation when is subjected to cyclic loading; therefore, an experimental study was performed as follows: a) the study parameters selection in order to assess the fatigue damage, the composite design according to the study variables (fiber volume fraction, fiber orientation and stacking sequence); b) the selection of a manufacturing technology; finally, c) the experimental test design in order to perform the test using the universal tensile testing machine. From the results analysis, the following design recommendations were obtained:

- In the fiber volume fraction design variable was determined that in the presence of a predominant matrix volume fraction within a composite laminate, the most important fraction of damage accumulation occur in the early stage of fatigue life; however, at the end of fatigue life, this condition allows to improve the stresses redistribution in the composite laminate, therefore, the laminae that mainly support the load ( $0^\circ$  plies) are able to withstand a greater number of cycles before laminae failed. This behavior was observed in the laminate  $[0/+45/-45]_s$ , in which an increase in fatigue life of 19.8% was obtained through a decrease of 0.198 in the fiber volume fraction.
- In the fiber orientation design variable was determined that in the presence of fiber layers oriented at  $75^\circ$  to the loading axis, within a composite laminate, causes that the fatigue life to be lower compared to a laminate that contain  $45^\circ$  fiber layers. In this condition, the most important fraction of damage accumulation occur in the early stage of fatigue life, which consist of a high level on matrix cracking at the free-edges of the composite laminate that causes the delamination of fibers groups in the laminae, therefore, at the end of fatigue life, high level of damage in the laminae that mainly support the load ( $0^\circ$  plies) reduces the composite laminate fatigue life. This behavior was observed in the laminate  $[0/+75/-75]_s$ , in which a reduction in the fatigue life of 17.8% was obtained compared to a laminate  $[0/+45/-45]_s$ .
- In the stacking sequence design variable was determined that in presence of  $0^\circ$  fiber layers on the outside of the laminate causes a lower fatigue life compared to a laminate that contain  $0^\circ$  fiber layers in the symmetrical plane. In this condition, the interlaminar stress redistribution state generates a low level of matrix cracking in the early stage of fatigue life; however, at the end of fatigue life, the interlaminar stress redistribution state reduces the number of cycles at the rupture of the  $0^\circ$  fiber layers. This behavior was observed in the laminate  $[0/+45/-45]_s$  and  $[+45/-45/0]_s$ , the presence of the  $0^\circ$  fiber layers on outside a configuration  $[0/+45/-45]_s$  generates a decrease in the fatigue life of 79.6% compared to a laminate that contain  $0^\circ$  fiber layers in the interior of the configuration  $[+45/-45/0]_s$ .

# Contenido

---

Acrónimos .....	v
Simbología .....	vi
Lista de figuras.....	viii
Lista de tablas.....	xiv
<b>Capítulo 1 Introducción.....</b>	<b>1</b>
1.1 Justificación .....	2
1.2 Objetivos .....	3
1.2.1 Objetivo general .....	3
1.2.2 Objetivos específicos.....	3
1.3 Alcances .....	3
1.4 Limitaciones.....	3
1.5 Organización del documento de tesis.....	3
<b>Capítulo 2 Estado del arte .....</b>	<b>5</b>
2.1 Generalidades.....	5
2.1.1 Nomenclatura de los materiales compuestos laminados .....	5
2.1.2 Clasificación de los refuerzos.....	6
2.1.3 Clasificación de los materiales usados como matrices .....	8
2.1.4 Efecto de la fibra y la matriz en las propiedades mecánicas del material compuesto .....	8
2.1.5 Métodos de manufactura de materiales compuestos laminados .....	10
2.2 Fatiga en los materiales compuestos laminados.....	11
2.2.1 Mecanismos de falla por fatiga.....	15
2.3 Tolerancia al daño en materiales compuestos .....	18
<b>Capítulo 3 Marco teórico.....</b>	<b>21</b>
3.1 Modelos de estimación del daño para cada etapa de vida a fatiga .....	21
3.1.1 Primera etapa de vida a fatiga.....	21
3.1.1.1 Modelos de micro-daño.....	23
3.1.1.2 Modelo de mecánica del daño continuo.....	24
3.1.1.3 Modelo de mecánica del daño sinérgico .....	25
3.1.2 Segunda etapa de vida a fatiga .....	28
3.1.3 Tercera etapa de vida a fatiga .....	30
3.2 Modelos fenomenológicos de acumulación del daño a fatiga.....	30
3.3 Conclusión del marco teórico.....	35
<b>Capítulo 4 Procedimiento experimental.....</b>	<b>37</b>
4.1 Diseño experimental .....	38
4.1.1 Diseño del estudio paramétrico .....	38
4.1.1.1 Parámetros para el estudio del daño por fatiga en materiales compuestos.....	38

4.1.1.1.1	Parámetros de la curva cíclica (ensayo de fatiga) .....	38
4.1.1.1.2	Métodos de ensayo de fatiga estandarizados.....	39
4.1.1.1.3	Número de probetas para el estudio del daño por fatiga .....	40
4.1.1.1.4	Diseño geométrico de las probetas.....	41
4.1.1.2	Diseño del material compuesto de acuerdo a las variables de estudio.....	41
4.1.1.2.1	Arquitectura del laminado.....	42
4.1.1.2.2	Selección de los materiales constituyentes.....	43
4.1.1.2.3	Fracción de volumen de fibras .....	44
4.1.1.3	Resultados esperados del estudio paramétrico .....	45
4.1.2	Manufactura de los laminados de estudio.....	46
4.1.2.1	Método de infusión de resina .....	46
4.1.2.2	Planeación para obtener las probetas de los laminados de estudio .....	47
4.1.3	Parámetros de la máquina de ensayos .....	50
4.1.3.1	Pruebas de tensión.....	50
4.1.3.1.1	Descripción de la máquina de ensayos.....	50
4.1.3.1.2	Sujeción de las probetas .....	51
4.1.3.1.3	Registro de la deformación .....	51
4.1.3.1.4	Velocidad del ensayo .....	52
4.1.3.2	Pruebas cíclicas .....	52
4.1.3.2.1	Descripción de la máquina de ensayos.....	52
4.1.3.2.2	Frecuencia de las cargas cíclicas.....	52
4.2	Pruebas y resultados.....	53
4.2.1	Manufactura.....	53
4.2.1.1	Fabricación de los laminados de estudio.....	53
4.2.1.1.1	Obtención de las probetas de los laminados de estudio .....	58
4.2.1.2	Reducción en la cantidad de laminados de estudio.....	59
4.2.1.3	Anomalía de fabricación en los laminados de estudio .....	60
4.2.1.3.1	Aplicación manual de la resina entre la pieza inferior del molde y la tela desplegable .....	61
4.2.1.3.2	Aplicación manual de la resina entre cada capa de fibras.....	62
4.2.1.3.3	Regulación del flujo de resina a través de la línea de entrada.....	64
4.2.1.3.4	Regulación del flujo de resina al retirar la malla de distribución.....	65
4.2.1.3.5	Modificación de la distribución interna de la resina .....	66
4.2.1.4	Variación de la fracción de volumen de fibras en los laminados de estudio.....	67
4.2.1.5	Reducción en la cantidad de probetas para el estudio del daño .....	69
4.2.2	Ensayos de tensión .....	70
4.2.2.1	Alineación vertical inicial de las probetas.....	70
4.2.2.2	Propiedades mecánicas de los laminados de estudio.....	72
4.2.2.2.1	Resistencia última a tensión .....	72
4.2.2.2.2	Módulo de elasticidad longitudinal.....	73
4.2.2.2.3	Porcentaje de elongación.....	75
4.2.3	Ensayos de fatiga.....	75
4.2.3.1	Exploración del ensayo de fatiga .....	75
4.2.3.1.1	Selección preliminar de los parámetros de la secuencia de cargas .....	75
4.2.3.2	Parámetros de la secuencia de cargas.....	77

4.2.3.2.1 Tensión.....	78
4.2.3.2.2 Ciclos .....	78
4.2.3.3 Degradación del módulo de elasticidad longitudinal .....	79
4.2.3.4 Daño.....	81
<b>Capítulo 5 Análisis de resultados.....</b>	<b>83</b>
5.1 Influencia de la fracción de volumen de fibras en la evolución del daño y en las propiedades mecánicas.....	84
5.1.1 Laminado A3A y A3B.....	84
5.1.2 Laminado B1A y B1B .....	84
5.1.3 Laminado B3A y B3B .....	86
5.2 Influencia de la orientación de las capas de fibras en la evolución del daño y en las propiedades mecánicas .....	87
5.2.1 Laminado B1A y C1A.....	87
5.2.2 Laminado A2B y B2B .....	89
5.2.3 Laminado A3B y B3B .....	90
5.3 Influencia de la secuencia de apilamiento en la evolución del daño y en las propiedades mecánicas.....	91
5.3.1 Laminado A2B y A3B.....	92
5.3.2 Laminado B1B y B3A .....	93
<b>Capítulo 6 Diseño de materiales compuestos estructurales con enfoque en tolerancia al daño.....</b>	<b>97</b>
6.1 Fatiga en materiales compuestos laminados .....	97
6.2 Recomendaciones de diseño para prolongar la vida a fatiga de los materiales compuestos laminados.....	97
6.2.1 Fracción de volumen de fibras.....	98
6.2.2 Orientación de las fibras.....	98
6.2.3 Secuencia de apilamiento .....	98
6.3 Metodología para el diseño de materiales compuestos sometidos a un historial de cargas (estáticas y cíclicas) .....	99
<b>Capítulo 7 Conclusiones y trabajos futuros.....</b>	<b>103</b>
7.1 Conclusiones .....	103
7.2 Recomendaciones de trabajos futuros.....	106
<b>Publicaciones .....</b>	<b>107</b>
<b>Anexos .....</b>	<b>109</b>
Anexo A. Especificaciones de los materiales que constituyen a los laminados.....	110
Anexo A-1. Hoja técnica de la fibra de carbono unidireccional 4.7 oz. Uni-Web.....	110
Anexo A-2. Hoja técnica de la resina poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00.....	111
Anexo A-3. Hoja técnica de la mezcla resina poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00 y endurecedor butanox M-50 .....	112

Anexo B. Manufactura de los laminados de estudio.....	113
Anexo B-1. Procedimiento para determinar la fracción de volumen de fibras.....	113
Anexo B-2. Laminado A2B.....	114
Anexo B-3. Laminado A3A.....	116
Anexo B-4. Laminado A3B.....	118
Anexo B-5. Laminado B1A.....	120
Anexo B-6. Laminado B1B.....	122
Anexo B-7. Laminado B2B.....	124
Anexo B-8. Laminado B3A.....	126
Anexo B-9. Laminado B3B.....	128
Anexo B-10. Laminado C1A.....	130
Anexo C. Ensayos de tensión de los laminados de estudio.....	132
Anexo C-1. Laminado A2B.....	132
Anexo C-2. Laminado A3A.....	135
Anexo C-3. Laminado A3B.....	138
Anexo C-4. Laminado B1A.....	141
Anexo C-5. Laminado B1B.....	144
Anexo C-6. Laminado B2B.....	147
Anexo C-7. Laminado B3A.....	150
Anexo C-8. Laminado B3B.....	153
Anexo C-9. Laminado C1A.....	156
Anexo D. Ensayos de fatiga en los laminados de estudio.....	159
Anexo D-1. Laminado A3A.....	159
Anexo D-2. Laminado A3B.....	173
Anexo D-3. Laminado A2B.....	188
Anexo D-4. Laminado B1A.....	198
Anexo D-5. Laminado B1B.....	212
Anexo D-6. Laminado B2B.....	223
Anexo D-7. Laminado B3A.....	239
Anexo D-8. Laminado B3B.....	256
Anexo D-9. Laminado C1A.....	268
<b>Referencias.....</b>	<b>285</b>

# Acrónimos

---

MCP	Material compuesto polimérico
NRC	National Research Council (Consejo Nacional de Investigación de Estados Unidos de América)
END	Evaluación no destructiva
TAC	Tomografía axial computarizada
PET	Polyethylene terephthalate (Tereftalato de polietileno)
PBT	Polybutylene terephthalate (Tereftalato de polibutileno)
PEEK	Polyetheretherketone (Polieteretercetona)
NASA	National Aeronautics and Space Administration (Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio)
CDS	Characteristic damage state (Estado de daño característico)
MDC	Mecánica del daño continuo
EVR	Elemento de volumen representativo
MDS	Mecánica del daño sinérgico
COD	Crack opening displacement (Desplazamiento de apertura de las grietas)
MINIMAT	Miniature materials tester (Probador de materiales en miniatura)
ASTM	American Society for Testing and Materials (Sociedad Americana para Pruebas y Materiales)
ISO	International Organization for Standardization (Organización Internacional para la Estandarización)

# Simbología

---

$\sigma_u$	Resistencia última
$\sigma_{min}$	Esfuerzo mínimo
$\sigma_{max}$	Esfuerzo máximo
$F_{min}$	Fuerza mínima
$F_{max}$	Fuerza máxima
$\sigma_m$	Esfuerzo medio
$\sigma_a$	Amplitud de esfuerzo
$\Delta\sigma$	Rango de esfuerzo
$\Delta\varepsilon$	Rango de deformación
$T$	Periodo
$f$	Frecuencia
$R$	Razón de esfuerzo
$E$	Módulo de elasticidad longitudinal
$E_0$	Módulo de elasticidad longitudinal inicial
$E_n$	Módulo de elasticidad longitudinal a cierto número de ciclos de carga
$E_f$	Módulo de elasticidad longitudinal final
$D$	Daño acumulado a fatiga
$n$	Número de ciclos de carga aplicada
$N$	Vida a fatiga o número de ciclos a la falla
$F_u$	Nivel de carga máxima que soporta un material hasta la ruptura
$A_p$	Área transversal promedio de la zona calibrada de una probeta
$L_o$	Longitud calibrada de la probeta
$L_u$	Longitud de la probeta al nivel de carga máxima
$v_f$	Fracción de volumen de fibras
$v_r$	Fracción de volumen de resina
$F_e$	Nivel de fuerza en una probeta al alcanzar el 0.3% de elongación por medio del registro del extensómetro
$P_t$	Ensayo de tensión
$S-N$	Resistencia-vida a fatiga

$R^2$	Coeficiente de determinación
$F_{ruptura}$	Nivel de fuerza a la ruptura en una probeta sin considerar la alineación vertical inicial
$E_m$	Módulo de elasticidad longitudinal determinado a través del registro del desplazamiento del travesaño móvil de la máquina de ensayos
$E_e$	Módulo de elasticidad longitudinal determinado a través del registro del extensómetro
$D_m$	Daño acumulado a fatiga determinado a través del registro de $E_m$
$D_e$	Daño acumulado a fatiga determinado a través del registro de $E_e$
$Elongación_m$	Porcentaje de elongación determinado a través del registro del desplazamiento del travesaño móvil de la máquina de ensayos
$Elongación_e$	Porcentaje de elongación determinado a través del registro del extensómetro
$p, q, m_1, m_2$	Coeficientes dependientes del material
$\alpha, \beta, \gamma, A, B$	

# Lista de figuras

---

## • Capítulo 1

Figura 1.1 Consumo global de materiales compuestos de fibra de carbono por sector de aplicación durante el 2014 [7]. ..... 2

## • Capítulo 2

Figura 2.1 Lámina conformada por una matriz y refuerzos de fibras largas..... 5

Figura 2.2 Nomenclatura de laminados con fibras largas: a) ángulo de orientación de las fibras en cada capa con respecto a la carga aplicada al laminado y b) nomenclatura de la secuencia de apilado en un laminado..... 6

Figura 2.3 Ejemplos de las fibras en ciertas formas textiles: a) tela tejida (woven fabric), b) tela uniaxial, c) tela no-tejida de fibras cortas orientadas aleatoriamente (chopped strand mat) [13]. ..... 7

Figura 2.4 Láminas unidireccionales a  $0^\circ$  y  $90^\circ$  con respecto a la carga aplicada P..... 9

Figura 2.5 Influencia del ángulo de las fibras de una lámina de material compuesto polimérico en la resistencia última y el módulo de elasticidad longitudinal [17]. ..... 9

Figura 2.6 Variación en el módulo de elasticidad longitudinal y transversal de una lámina unidireccional a  $0^\circ$  en función del porcentaje de volumen de fibras [17]. ..... 10

Figura 2.7 Perfil de aceleraciones en el ala de una aeronave en un ciclo completo de vuelo [21]. ..... 11

Figura 2.8 Curvas de esfuerzo cíclico: a) sinusoidal y b) triangular [22]. ..... 12

Figura 2.9 Comparación de la acumulación de daño en función del número de ciclos normalizados a fatiga para un material compuesto laminado y un metal [23]. ..... 13

Figura 2.10 Proceso de degradación de los materiales compuestos laminados sometidos a fatiga [25]. 13

Figura 2.11 Proceso de degradación en dos probetas de material compuesto vidrio/HC9106-3 sometido a  $R=0.1$  [27]. ..... 14

Figura 2.12 Proceso de degradación del laminado  $[45/90/-45/0_2/-45/90/45]_s$  de T300/ QY8911 sometido a diferentes esfuerzos máximos de cargas cíclicas [27]. ..... 15

Figura 2.13 Proceso de degradación del laminado  $[0_2/45/0_2/-45/0/90]_s$  de T300/ QY8911, sometido a diferentes esfuerzos máximos de cargas cíclicas [27]. ..... 15

Figura 2.14 Ejemplo de agrietamiento de matriz de un material compuesto laminado cross-ply [12]. . 16

Figura 2.15 Delaminación interlaminar formada debido a la unión de dos grietas adyacentes en la matriz en un laminado de material compuesto reforzado con fibras [12]. ..... 16

Figura 2.16 Fotomicrografías de la réplica del borde del laminado $[0/\pm 45/90]_s$ desarrollada en una prueba de fatiga tensión-tensión ( $R=1$ ): a) réplica del borde antes de iniciar las pruebas, b) réplica del borde a 50 ciclos, c) réplica del borde a 10,000 ciclos [30].	17
Figura 2.17 Radiografía estéreo, para una muestra de laminado de resina epoxi con reforzamiento de grafito [31].	17
Figura 2.18 Fotografía del laminado $[(0/+45/90/-45)_s]_4$ de matriz PEEK con fibras de grafito sometido a una prueba de fatiga T-C, la cual se realizó a la mitad de la vida a fatiga de la probeta antes de fallar completamente [35].	19
Figura 2.19 Cortes tomográficos para la probeta $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_s$ con una degradación del módulo de elasticidad longitudinal del 50% [36].	19

### • Capítulo 3

Figura 3.1 Proceso de degradación de los materiales compuestos laminados sometidos a fatiga, en el cual se indican las tres etapas de vida a fatiga [25].	22
Figura 3.2 Representación de la acumulación de las grietas en la matriz del espesor de una capa off-axis de un material compuesto laminado, basado en radiografías de rayos X [12].	22
Figura 3.3 Gráfica de la separación de grietas en los espesores de las capas de $-45^\circ$ en función de la carga cuasi-estática y cargas cíclicas en un laminado $[0/90/\pm 45]_s$ de carbono/epoxi [12].	22
Figura 3.4 Construcción de una celda unidad para el análisis de esfuerzo de un laminado cross-ply agrietado: (a) laminado agrietado en tensión; (b) celda unidad equivalente [12].	23
Figura 3.5 Concepto de mecánica del daño continuo (CDM) [12].	24
Figura 3.6 Gráfica del módulo de elasticidad longitudinal normalizado en función de la densidad de grietas en el laminado $[0/\pm 70_4/0_{1/2}]_s$ , la línea recta es la estimación del enfoque MDS [43].	25
Figura 3.7 Metodología multi-escala sinérgica para analizar el comportamiento en un laminado simétrico $[0_m/\pm \theta_n/90_r]_s$ [11].	26
Figura 3.8 Celda unidad representativa del laminado $[0_m/\pm \theta_n/90_r]_s$ para el análisis por elemento finito, en el cual se indican las condiciones de frontera y los sistemas de referencia del modelo [11].	27
Figura 3.9 Comparación entre las estimaciones del modelo MDS en la reducción de las propiedades elásticas con los datos experimentales de los laminados $[0/90/\mp 45]_s$ y $[0/90]_s$ [11].	27
Figura 3.10 Esquema de un laminado cross-ply dañado, el cual muestra grietas transversales en la capa a $90^\circ$ con la delaminación local asociada de la interfaz $0^\circ/90^\circ$ [44].	28
Figura 3.11 Esquema de la celda unidad para un laminado cross-ply dañado, el cual muestra la región delaminada (Región I) y la región idealmente unida (Región II) [44].	29
Figura 3.12 Evolución de las grietas transversales en función de los ciclos aplicados para los laminados de carbono/epoxi a un nivel de esfuerzo máximo de 482.633 MPa y $R=0.1$ [45].	29

Figura 3.13 Gráfica del daño a fatiga en función de los ciclos normalizados ( $n/N$ ) para los laminados 810 O sometidos a un 75% y 80% del $\sigma$ [50].	32
Figura 3.14 Gráfica del daño y la predicción del modelo Mao-Mahadevan para el laminado 810 O sometido a fatiga (80% de nivel de carga) [50].	32
Figura 3.15 Gráfica de la razón de desarrollo del daño de compuestos laminados en función de la vida a fatiga normalizada [27].	33
Figura 3.16 Curvas de evolución del daño del modelo propuesto por Shiri et al. [52] para el laminado [0/90]7: a) con un esfuerzo máximo de carga del 40% del $\sigma$ y b) con un esfuerzo máximo de carga del 80% del $\sigma$ .	34
<b>• Capítulo 4</b>	
Figura 4.1 Diagrama de flujo para obtener las bases del diseño de materiales compuestos con enfoque en tolerancia al daño a través del estudio del daño generado por las cargas cíclicas.	37
Figura 4.2 Nomenclatura de laminados con fibras largas: a) ángulo de orientación de las fibras en cada capa con respecto a la carga aplicada en el eje X y b) nomenclatura de la secuencia de apilado en un laminado.	42
Figura 4.3 Deformación cortante en un laminado no-simétrico ( $\mp\theta$ ): a) lámina angular $-\theta$ y $+\theta$ sin algún tipo de carga aplicada, b) deformación cortante en cada lámina ocasionada por la aplicación de una carga axial y c) deformación cortante en un laminado no-simétrico ( $\mp\theta$ ) que se obtiene al unir las dos láminas angulares, y del cual se genera un esfuerzo interlaminar al aplicar una carga axial [63].	42
Figura 4.4 Incremento en el uso de la fibra de carbono en aplicaciones aeroespaciales y no-aeroespaciales en función de la reducción en el precio de la fibra de carbono [64].	43
Figura 4.5 Rollo de tela del material “Uni-Web unidirectional carbon fiber” [65].	44
Figura 4.6 Influencia del tipo y cantidad de refuerzos en el desempeño de los compuestos [17].	44
Figura 4.7 Representación de la evolución del daño en el laminado A1 a causa de las cargas cíclicas.	45
Figura 4.8 Representación de la influencia de la orientación de las fibras en la evolución del daño en el laminado A1, B1 y C1.	46
Figura 4.9 Representación de la influencia de la secuencia de apilamiento en la evolución del daño en el laminado A1, A2 y A3.	46
Figura 4.10 Esquema de funcionamiento del método de infusión de resina.	47
Figura 4.11 Esquema de construcción para cada laminado que forma parte del lote A.	48
Figura 4.12 Esquema de construcción para cada laminado que forma parte del lote B.	49
Figura 4.13 Esquema de construcción para cada laminado que forma parte del lote C.	49
Figura 4.14 Se muestra en A) la máquina de ensayos universales AG-X plus 100 kN y en B) la configuración de la máquina-accesorios para realizar los ensayos de tensión.	50

Figura 4.15 Se muestra en A) la mordaza superior de tipo cuña, en B) se indican las dos placas dentadas que utilizan la mordaza superior e inferior y en C) se muestra la placa dentada con el patrón de alineación para la probeta. ....	51
Figura 4.16 Se muestra al extensómetro axial Epsilon® 3542-050M-050-ST durante el ensayo a tensión de la probeta C1A2.....	52
Figura 4.17 Proceso de recorte de las capas de fibras del laminado de estudio. ....	53
Figura 4.18 Balanza granataria OHAUS®, precisión de 0.1 gramos.....	53
Figura 4.19 Tela desplegable (peel-ply) sobre la pieza inferior (placa de vidrio) del molde.....	54
Figura 4.20 Patrón de referencia a tamaño real para la orientación de las capas de A1A [0/+15/-15]s. ....	54
Figura 4.21 Capas de fibras orientadas de acuerdo al laminado A1A [0/+15/-15]s.....	55
Figura 4.22 Después de colocar la segunda tela desplegable se ubican las dos líneas de arterias con sus respectivos conectores.....	55
Figura 4.23 Antes de cerrar el sistema se coloca la malla de distribución y se dispone un contorno de cinta de masticaje para adherir la bolsa de vacío con la placa de vidrio.....	56
Figura 4.24 Prueba de vacío al sistema para verificar que no se presenten fugas.....	56
Figura 4.25 Medición de la proporción requerida de resina PolyLite® 31424-00.....	57
Figura 4.26 Etapa final de la infusión de la mezcla (resina-endurecedor), se muestra la manguera de entrada (A) y la manguera de salida (B) del sistema.....	57
Figura 4.27 Laminado A1A [0/+15/-15]s en su estado final, en el cual se indica la dirección de entrada y salida de la resina. ....	58
Figura 4.28 Se muestran las probetas 10 probetas (A1A1-A1A10) que se obtuvieron del laminado A1A [0/+15/-15]s.....	58
Figura 4.29 Anomalía de fabricación en el laminado A2A.....	60
Figura 4.30 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado A2B en su estado final. ....	61
Figura 4.31 Gráfica de la variación del espesor en el laminado A2B. ....	62
Figura 4.32 Esquema de la configuración de la variación del método de infusión de resina a través de la aplicación manual la resina entre cada capa de fibras.....	62
Figura 4.33 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado C1A en su estado final. ....	63
Figura 4.34 Gráfica de la variación del espesor en el laminado C1A. ....	63
Figura 4.35 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado A3B en su estado final. ....	64
Figura 4.36 Gráfica de la variación del espesor en el laminado A3B. ....	64

Figura 4.37 Fotografías del proceso de infusión en el laminado B2B y de la superficie superior e inferior del laminado en su estado final. ....	65
Figura 4.38 Gráfica de la variación del espesor en el laminado B2B. ....	65
Figura 4.39 Distribución interna central de la resina aplicado en la fabricación del laminado B3B. ....	66
Figura 4.40 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado B3B en su estado final. ....	67
Figura 4.41 Gráfica de la variación del espesor en el laminado B3B. ....	67
Figura 4.42 Relación existente entre el valor de la fracción de volumen de fibras en los laminados de estudio y las modificaciones al método de manufactura por infusión de resina. ....	69
Figura 4.43 A) Desalineación vertical de la probeta A3B3 antes de realizar el ensayo de tensión; B) Alineación vertical de la probeta A3B3 durante el ensayo de tensión. ....	71
Figura 4.44 Gráfica fuerza-desplazamiento(registro del desplazamiento del travesaño transversal de la máquina de ensayos) de la probeta A3B3. ....	71
Figura 4.45 Gráfica fuerza-desplazamiento(registro del extensómetro) de la probeta A3B3. ....	71
Figura 4.46 Gráfica esfuerzo-elongación del laminado B3A considerando la alineación vertical inicial “a” de cada probeta, donde “m” indica el registro de la elongación a través de la máquina de ensayos y “e” indica el registro de la elongación a través del extensómetro. ....	74
Figura 4.47 Esquema preliminar de las secuencias de cargas para el ensayo de fatiga. ....	76
Figura 4.48 Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga. ....	78
Figura 4.49 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B2B8. ....	80
Figura 4.50 Gráfica del Daño <sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1A5. ....	81
Figura 4.51 Gráfica del Daño <sub>m</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1A5. ....	81
Figura 4.52 Gráficas del Daño <sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri [52] en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta del laminado C1A. ....	82
 <b>• Capítulo 5</b>	
Figura 5.1 Diagrama de flujo para obtener las bases del diseño de materiales compuestos con enfoque en tolerancia al daño a través del análisis de resultados del estudio del daño. ....	83
Figura 5.2 Gráfica del Daño <sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada del laminado B1A y B1B. ...	85
Figura 5.3 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B1A5 al 90% N (Anexo D-4). ....	85
Figura 5.4 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B1B6 al 90% N (Anexo D-5). ....	85

Figura 5.5 Gráfica del Daño en función de la vida a fatiga normalizada del laminado B3A y B3B...	86
Figura 5.6 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B3A4 al 90% N (Anexo D-7).	86
Figura 5.7 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B3B7 al 45% N (Anexo D-8).	86
Figura 5.8 Gráfica del Daño en función de la vida a fatiga normalizada del laminado B1A y C1A...	88
Figura 5.9 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B1A5 al 10% N (Anexo D-4).	88
Figura 5.10 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta C1A4 al 10% N (Anexo D-9).	88
Figura 5.11 Gráfica del Daño en función de la vida a fatiga normalizada del laminado A2B y B2B.	89
Figura 5.12 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta A2B7 al 10% N (Anexo D-3).	89
Figura 5.13 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B2B7 al 90% N (Anexo D-6).	89
Figura 5.14 Gráfica del Daño en función de la vida a fatiga normalizada del laminado A3B y B3B.	91
Figura 5.15 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta A3B7 al 10% N (Anexo D-2).	91
Figura 5.16 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta A3B7 al 90% N (Anexo D-2).	91
Figura 5.17 Gráfica del Daño en función de la vida a fatiga normalizada del laminado A2B y A3B.	92
Figura 5.18 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta A2B7 al 10% N (Anexo D-3).	93
Figura 5.19 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta A2B7 al 10% N (Anexo D-3).	93
Figura 5.20 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta A3B7 al 10% N (Anexo D-2).	93
Figura 5.21 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta A3B7 al 90% N (Anexo D-2).	93
Figura 5.22 Gráfica del Daño en función de la vida a fatiga normalizada del laminado B1B y B3A.	94
Figura 5.23 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B1B6 al 10% N (Anexo D-5).	95
Figura 5.24 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B1B6 al 90% N (Anexo D-5).	95
Figura 5.25 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B3A4 al 10% N (Anexo D-7).	95
Figura 5.26 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B3A4 al 90% N (Anexo D-7).	95

• **Capítulo 6**

Figura 6.1 Metodología para el diseño de materiales compuestos sometidos a un historial de cargas y en la cual se indica las recomendaciones de diseño para prolongar la vida a fatiga.	101
---	-----

# Lista de tablas

---

## • Capítulo 3

Tabla 3.1 Datos de los laminados utilizados para validar el modelo de Mao y Mahadevan [50], y sus coeficientes de determinación ( $R^2$ ).....	32
Tabla 3.2 Datos de los laminados utilizados para validar el modelo de Wu y Yao [27], y sus coeficientes de $R^2$ .....	33
Tabla 3.3 Datos de los laminados utilizados para validar el modelo de Shiri et al. [52], y sus coeficientes de $R^2$ .....	34

## • Capítulo 4

Tabla 4.1 Número de probetas requeridas para obtener el diagrama S-N de acuerdo a la norma ASTM D3479 [58]. .....	41
Tabla 4.2 Requisitos geométricos de la probeta de material compuesto de acuerdo a la norma ASTM D3039 [61] para los ensayos de tensión y fatiga.....	41
Tabla 4.3 Recomendaciones para la geometría de la probeta de material compuesto de acuerdo a diversos laboratorios [61]. .....	41
Tabla 4.4 Geometría seleccionada para la probeta de material compuesto que se utilizará en los ensayos de tensión y fatiga. ....	41
Tabla 4.5 Configuraciones de los laminados para el estudio paramétrico experimental. ....	43
Tabla 4.6 Breve ficha técnica del material “4.7 oz. Uni-Web unidirectional carbon fiber” [65].....	44
Tabla 4.7 Configuraciones de los laminados para el estudio paramétrico experimental. ....	45
Tabla 4.8 Configuraciones de laminados para el estudio paramétrico experimental. ....	47
Tabla 4.9 Número de laminados que se deben fabricar para cubrir el mínimo necesario de probetas para cada configuración de laminado de estudio. ....	48
Tabla 4.10 Eventos que ocasionaron la reducción de la cantidad de laminados de estudio.....	59
Tabla 4.11 Fracción de volumen de fibras en los laminados de estudio fabricados.....	68
Tabla 4.12 Numero de probetas destinadas para los ensayos de tensión y de fatiga de los laminados de estudio fabricados.....	70
Tabla 4.13 Influencia al considerar o no considerar la alineación vertical inicial de la probeta A3B3 en las propiedades mecánicas. ....	72

Tabla 4.14 Resistencia última de los laminados de estudio considerando la alineación vertical de cada probeta.....	72
Tabla 4.15 Módulo de elasticidad longitudinal de los laminados de estudio considerando.....	73
Tabla 4.16 Porcentaje de elongación de los laminados de estudio considerando la alineación vertical de cada probeta. ....	75
Tabla 4.17 Parámetros para el ensayo de fatiga en los laminados de estudio. ....	76
Tabla 4.18 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales (Em y Ee).....	77
Tabla 4.19 Procedimiento para determinar Fe en el laminado B3A. ....	78
Tabla 4.20 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B3A.....	79
Tabla 4.21 Valores de fuerza máx. y mín. en la carga cíclica de cada probeta del laminado B3A.....	79
Tabla 4.22 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales (Em y Ee) determinados en cada bloque de carga en la probeta B2B8. ....	80
Tabla 4.23 Valores de los coeficientes del modelo Shiri [52] para el <i>Daño</i> e de cada probeta del laminado C1A. ....	82

• **Capítulo 5**

Tabla 5.1 Vida a fatiga de cada probeta representativa de los laminados de estudio.....	83
Tabla 5.2 Vida a fatiga y propiedades mecánicas de los laminados de estudio que comparten la misma orientación de fibras y secuencia de apilado. ....	84
Tabla 5.3 Vida a fatiga y propiedades mecánicas de los laminados de estudio que comparten la misma secuencia de apilado y cierto rango de fracción de volumen de fibras. ....	87
Tabla 5.4 Vida a fatiga y propiedades mecánicas de los laminados de estudio que comparten la misma orientación de fibras y cierto rango de fracción de volumen de fibras. ....	91



# Capítulo 1

---

## Introducción

Los materiales que se utilizan en aplicaciones estructurales se pueden dividir en cuatro categorías: metales, polímeros, cerámicos y compuestos [1]. Un material compuesto es una combinación de dos o más diferentes materiales, los cuales trabajan de forma conjunta y, por lo tanto, se obtienen propiedades superiores a los componentes individuales.

A partir de 1950 se presentó un incremento considerable en la aplicación de materiales compuestos, cerámicos y poliméricos y un decremento en el uso de los metales [2]. Uno de los factores que influyeron en el incremento de aplicación de los materiales compuestos fue el interés de la industria aeroespacial y aeronáutica, lo cual se debe al desarrollo de estructuras con un mejor desempeño en su relación peso/resistencia, corrosión y resistencia a fatiga. En la década de 1960 surgieron las primeras aplicaciones de fibra de carbono en la industria aeronáutica, pero fue a partir de las décadas de 1980 y 1990 cuando apareció un mayor incremento en la utilización de materiales compuestos, a causa de las mejoras en los métodos de diseño, procesos de manufactura y reducción del costo de las fibra de carbono [3].

En años recientes, el contenido de materiales compuestos utilizados en aviones comerciales de la empresa Boeing se ha incrementado del 12% del peso total de un avión Boeing 777 a un 50% en un avión Boeing 787 [4]. Dentro de la misma empresa, General Electric (GE, por sus siglas en inglés) fue el primero en introducir álabes fabricados de material compuesto polimérico (MCP) para el motor turbofan GE90 del Boeing 777, y ha continuado la incorporación de estos materiales en las versiones subsecuentes, por ejemplo, en el GENx y GE9X; el utilizar álabes de MCP permite una reducción de peso aproximado del 10-15% comparado con una pala de titanio de núcleo hueco [4].

Existen ciertos fenómenos de degradación físicos y químicos que se presentan cuando un elemento o componente estructural se coloca en servicio y que deben ser considerados previamente en el diseño, ya que los efectos ocasionados por condiciones ambientales o por cargas variables (fatiga) generan una degradación de las propiedades mecánicas de los materiales. En un estudio basado en las reparaciones realizadas en los fuselajes de 71 aviones Boeing 747 con una vida media de casi 30,000 horas de vuelo reveló que el tipo más común de daño fue por fatiga (58% de todas las reparaciones), seguido por el daño ocasionado por la corrosión (29%) y por último el daño generado por el impacto con aves (13%) [5].

El comportamiento a fatiga en materiales compuestos es completamente diferente en comparación con los metales, la fatiga en los metales ocurre por la iniciación de una sola grieta predominante, la cual se propaga hasta que ocurre la falla catastrófica; sin embargo, la acumulación del daño por la fatiga en los materiales compuestos ocurre de una forma general (múltiples mecanismos de falla) y no de una forma localizada (solo una grieta) [6]. Por lo cual, el análisis y estudio de la fatiga en materiales compuestos es más complejo en comparación con los metales.

## 1.1 Justificación

Actualmente, los materiales compuestos se encuentran en una amplia gama de industrias, en un estudio realizado por la empresa Carbon Composites e.V. se registró un consumo de 105,200 toneladas de materiales compuestos de fibra de carbono en diversos países del mundo durante el 2014 (Figura 1.1), los sectores con una mayor demanda son la aeroespacial-defensa (31%) y automotriz (21%); sin embargo, se destaca el crecimiento de otros sectores en el consumo de compuestos, tales como: turbinas eólicas (12%), deporte y ocio (12%), ingeniería civil (5%), marítimo (1%) y otros (18%) [7].



Figura 1.1 Consumo global de materiales compuestos de fibra de carbono por sector de aplicación durante el 2014 [7].

En el sector de energías existe un aumento en la necesidad de aprovechar las energías renovables, por lo tanto, en la industria de los aerogeneradores se requiere mejorar la capacidad de aprovechamiento de la energía eólica, una forma de mejorar la eficiencia es por medio de la reducción en el peso de los álabes a través del empleo de materiales compuestos. Un aerogenerador se debe diseñar para soportar condiciones extremas de cargas cíclicas en una vida en servicio de 20 a 30 años, por lo cual, los álabes de material compuesto se deben diseñar con una alta vida a fatiga, sin embargo, la evolución del daño en los materiales compuestos ocasionado por las cargas cíclicas no es del todo bien comprendido, por lo cual, se utilizan altos factores de diseño generando diseños altamente conservadores [8] [9].

De igual forma, la creciente presencia de los materiales compuestos en otros sectores ha obligado a los investigadores a estudiar de forma profunda la fatiga en un material compuesto y a los ingenieros a darse cuenta que este parámetro debe ser considerado en los cálculos durante los procesos de diseño, incluso para estructuras en las cuales la fatiga no se consideró tradicionalmente un problema [10].

En un reporte del Consejo Nacional de Investigación de Estados Unidos de América (NRC, por sus siglas en inglés) citado por [11], se hace mención que los procedimientos de diseño en materiales compuestos son conservadores, confiando a menudo que no se permite la formación de grietas en lo absoluto, por lo tanto, para evitar este tipo de diseños el NRC reconoce la necesidad de un análisis de la durabilidad y predicción de la vida tomando en cuenta la presencia de agrietamiento en más de un conjunto de capas en un material compuesto laminado.

Por lo tanto, en el presente trabajo se propone el desarrollo de las bases de una metodología para el diseño de materiales compuestos estructurales con enfoque en tolerancia al daño, en función de la selección de materiales constituyentes, fracción de volumen de fibra, y arquitectura del compuesto, con el propósito de encontrar los criterios necesarios para minimizar la degradación del material compuesto sometido a cargas cíclicas y así prolongar la vida a fatiga.

## **1.2 Objetivos**

### **1.2.1 Objetivo general**

Plantear las bases para el desarrollo de una metodología de diseño de materiales compuestos estructurales, sometidos a cargas dinámicas, con enfoque en la tolerancia al daño.

### **1.2.2 Objetivos específicos**

- Desarrollar un estudio paramétrico experimental de las variables propuestas.
- Realizar pruebas experimentales (tensión y fatiga).

## **1.3 Alcances**

Plantear las bases de una metodología para el diseño de materiales compuestos estructurales, involucrando las siguientes variables de estudio:

- a) La selección de los materiales constituyentes.
- b) La fracción de volumen.
- c) La arquitectura del laminado.

## **1.4 Limitaciones**

El término material compuesto y cargas dinámicas abarcan una gran gama de tipos y configuraciones, a continuación se enlistan las limitaciones de este trabajo:

- Tipo de reforzamiento: Fibras largas (continuas).
- Tipo de matriz: Polimérica.
- Tipo de material compuesto estructural: Laminado.
- Tipo de cargas dinámicas: Cargas cíclicas axiales de amplitud constante.

## **1.5 Organización del documento de tesis**

El presente trabajo se encuentra organizado en siete capítulos, a continuación se realiza una breve descripción de cada uno.

En el capítulo dos se presenta una revisión de la literatura acerca del fenómeno de fatiga en materiales compuestos laminados de matriz polimérica, esta revisión tiene como propósito comprender las principales características del daño por fatiga y determinar los mecanismos de falla presentes; también, se presentan las diferencias que existen en el análisis de tolerancia al daño entre los materiales compuestos y los materiales tradicionales.

En el capítulo tres se analizan los métodos cuantitativos de daño que existen dentro de la literatura para estimar el daño generado por las cargas cíclicas en los materiales compuestos laminados, tales como, los modelos micromecánicos y macromecánicos; posteriormente, se elige un modelo cuantitativo para estudiar el comportamiento de la evolución del daño causado por los mecanismos de falla a fatiga en materiales compuestos multidireccionales, con el propósito de encontrar los criterios necesarios para minimizar la degradación del material y prolongar la vida a fatiga.

En el capítulo cuatro se describe el procedimiento experimental para el estudio del daño generado por las cargas cíclicas, el cual tiene como base las siguientes etapas: a) *diseño experimental*, en el cual se realiza el diseño de un estudio paramétrico experimental a través de las variables de estudio (selección de los materiales constituyentes, fracción de volumen de fibras y arquitectura), después, se selecciona el método de manufactura para los laminados de estudio, y por último, se definen los parámetros de la máquina de ensayos para realizar las pruebas en materiales compuestos; b) *pruebas y resultados*, en la cual se obtienen los resultados del estudio del daño generado por las cargas cíclicas a través de la realización de la manufactura, ensayos de tensión y fatiga.

En el capítulo cinco se realiza el análisis de resultados que permite conocer la influencia de las variables de estudio en la evolución del daño y en las propiedades mecánicas, con el propósito de encontrar los criterios necesarios para minimizar la degradación del material compuesto laminado sometido a cargas cíclicas y así prolongar la vida a fatiga.

En el capítulo seis se describen las bases de una metodología para el diseño de materiales compuestos estructurales con enfoque en tolerancia al daño que tiene como propósito prolongar la vida a fatiga. En el capítulo siete se presentan las conclusiones y trabajos futuros determinados del análisis completo del presente trabajo. Por último, se presentan en los anexos los resultados de la manufactura, ensayos de tensión y fatiga en los materiales compuestos laminados de estudio.

# Capítulo 2

## Estado del arte

### 2.1 Generalidades

#### 2.1.1 Nomenclatura de los materiales compuestos laminados

Los materiales compuestos estructurales del tipo laminado se conforman de distintas láminas (capas), cada lámina (Figura 2.1) está compuesta por una matriz y refuerzos. Los refuerzos tienen excelentes propiedades mecánicas y son los que aportan rigidez y resistencia, estos pueden ser fibras cortas o largas, la diferencia es que las fibras largas atraviesan toda la lámina.

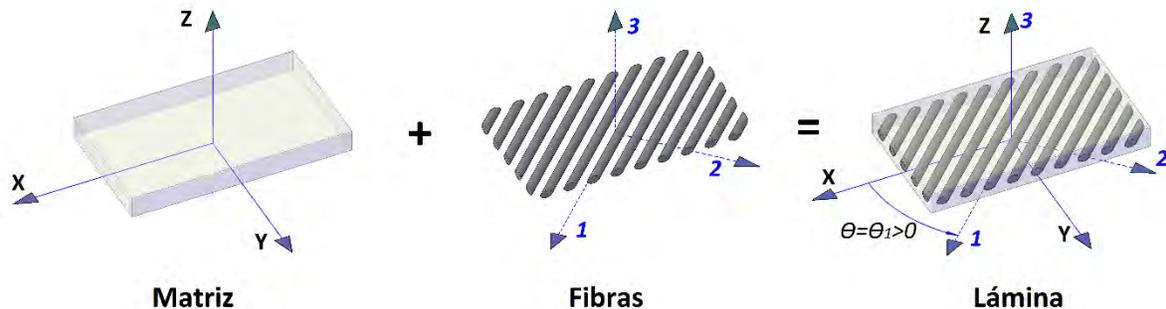


Figura 2.1 Lámina conformada por una matriz y refuerzos de fibras largas.

El control de la orientación de las fibras en cada lámina permite establecer distintas combinaciones en un laminado, la siguiente nomenclatura permite tener información sobre la secuencia de apilamiento y sobre cómo están orientadas las fibras en las diferentes capas. Una capa a  $0^\circ$  indica que las fibras están en la misma dirección y orientación que la carga aplicada al laminado, como se aprecia en la Figura 2.2.

Las configuraciones en el laminado se pueden clasificar de la siguiente manera [12]:

- **Laminado balanceado:** Si para cada capa a cierto ángulo  $+\theta$  se encuentra otra capa idéntica del mismo espesor pero no con la misma orientación, es decir, una capa a  $-\theta$ . Un ejemplo de un laminado balanceado es  $[0/+45/-45/90_2/0]_T$  donde el subíndice “T” denota que es el “total” de capas en el laminado.
- **Laminado simétrico:** Si un laminado tiene secuencias de capas de tal manera que las capas son simétricas con respecto al plano medio se le conoce como laminado simétrico, por ejemplo,  $[0/\pm 30/45_2/90_2/\pm 30/0]_T \equiv [0/\pm 30/45_2/90]_s$  donde el subíndice “s” representa la simetría sobre el plano medio.

- **Laminado cruzado (cross-ply):** Si las capas están apiladas en dos direcciones ortogonales, es decir, capas a  $0^\circ$  y  $90^\circ$ , la configuración es conocida como laminado cruzado o cross-ply, por ejemplo,  $[0_2/90_4/0]_T$
- **Laminado angulado (off-axis):** Este tipo de laminado lleva este nombre a causa de la existencia de capas dentro del laminado con un ángulo distinto de  $0^\circ$  y  $90^\circ$ , por ejemplo,  $[0/\pm 30/0]_S$
- **Laminado cuasi-isotrópico:** Este laminado permite obtener propiedades mecánicas cuasi-isotrópicas en cualquier dirección  $[0/\pm 45/90]_S$

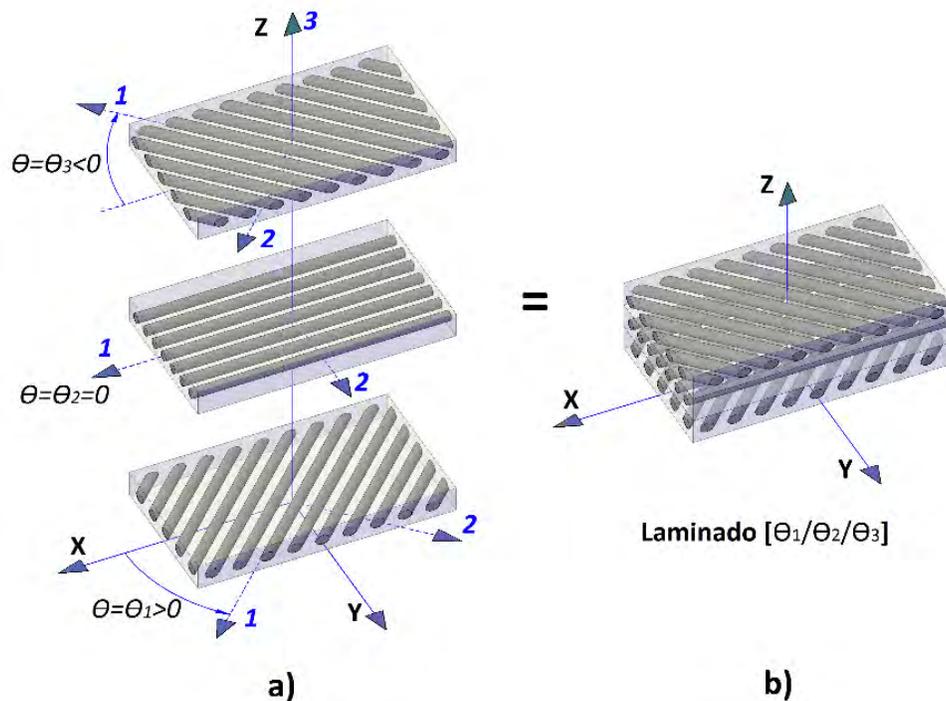


Figura 2.2 Nomenclatura de laminados con fibras largas: a) ángulo de orientación de las fibras en cada capa con respecto a la carga aplicada al laminado y b) nomenclatura de la secuencia de apilado en un laminado.

### 2.1.2 Clasificación de los refuerzos

Las fibras se pueden encontrar en diversas presentaciones textiles en los sectores industrial y comercial, a continuación se describen algunos ejemplos de estas formas textiles (Figura 2.3): La tela tejida (*woven fabric*) es un refuerzo bidireccional que se obtiene de entrelazar los hilos de fibra con una máquina de tejer, una de las ventajas de esta configuración textil es la capacidad de adaptarse a formas superficiales complejas. De los diferentes tejidos que existen para la fabricación de telas tejidas se encuentra la tela uniaxial, en la cual las fibras se colocan en una sola dirección y al ser de tipo tela se mantiene la facilidad de manejo y de adaptación de formas superficiales. Por último, existe una categoría denominada tela no-tejida (*nonwoven fabric*), un ejemplo de esta categoría es la tela no-tejida de fibras cortas orientadas aleatoriamente (*chopped strand mat*), la cual es una de las más fáciles de producir y, por lo tanto, su costo de adquisición es menor en comparación con las telas tejidas [13].

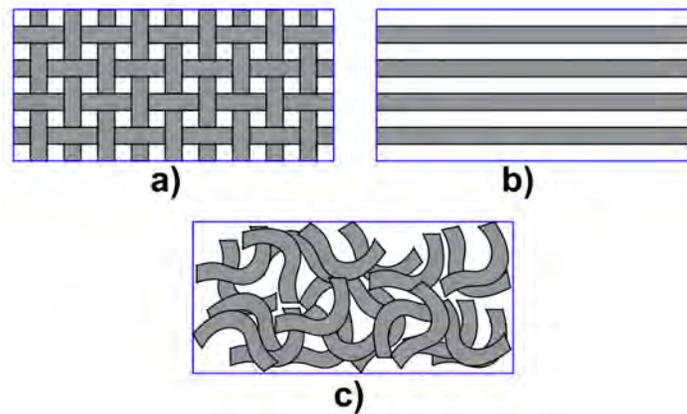


Figura 2.3 Ejemplos de las fibras en ciertas formas textiles: a) tela tejida (woven fabric), b) tela uniaxial, c) tela no-tejida de fibras cortas orientadas aleatoriamente (chopped strand mat) [13].

A continuación se mencionan algunas de las características y propiedades mecánicas de ciertos materiales que son utilizados como fibras [14]:

- **Fibra de vidrio:** Existen diversas clasificaciones de fibra de vidrio, una de las más utilizadas es la clase E (eléctrico), el cual tiene las siguientes propiedades: una densidad de  $2.55 \text{ g/cm}^3$ , resistencia a la tensión de  $1,750 \text{ MPa}$  y módulo de elasticidad de  $70 \text{ GPa}$ . La fibra de vidrio es muy utilizada bajo la forma de un revestimiento para otros materiales estructurales o como parte integral de una estructura, algunos ejemplos de aplicaciones son: tanques, tuberías y conductos, etc.; es importante destacar que desde mediados de la década de 1960 se ha utilizado la fibra de vidrio en cascos de embarcaciones.
- **Fibra de boro:** Se considera que tiene una densidad de  $2.34 \text{ g/cm}^3$ , resistencia a la tensión promedio de  $3\text{-}4 \text{ GPa}$  y módulo de elasticidad de  $380\text{-}400 \text{ GPa}$ . Actualmente, se pueden encontrar los materiales compuestos de fibra de boro en aviones militares de EUA, por ejemplo, el F-14 y F-15. Una gran ventaja de la fibra de boro sobre otras fibras es relativamente su mejor desempeño a compresión.
- **Fibra de carbono:** Tiene una densidad dentro del rango de  $1.6\text{-}2.0 \text{ g/cm}^3$ , el valor de la densidad depende del precursor y tratamiento térmico utilizado durante la fabricación de la fibra. A causa de la reducción en el precio de adquisición de las fibras de carbono, las aplicaciones de este material en otras áreas también ha aumentado, por ejemplo, actualmente no solo se utiliza en el sector aeroespacial, también se puede encontrar en varios elementos de maquinaria, en el sector deportivo, en el campo de la medicina, etc.
- **Fibra de aramida:** Es una fibra orgánica sintética denominada como poliamida aromática o comercialmente conocida como Kevlar, existen diferentes variaciones, por ejemplo, el Kevlar 29 y 49. El Kevlar 29 tiene la mitad del módulo de elasticidad, pero el doble valor en la elongación de ruptura en comparación con el Kevlar 49. A causa de este alto valor de elongación de ruptura del Kevlar 29 se puede utilizar en el campo de la protección balística. Por otra parte, el Kevlar 49 se puede encontrar en la industria aeroespacial, marítima, automotriz y del deporte.

### 2.1.3 Clasificación de los materiales usados como matrices

La matriz proporciona soporte, separa y protege a las fibras de agentes externos. Generalmente esta tiene menor densidad, menor rigidez y resistencia que las fibras. Sin embargo, la combinación de fibras con la matriz produce un material compuesto de alta resistencia y rigidez [15].

Existen diferentes materiales que se usan como matriz, a continuación se mencionan algunas de las características y propiedades mecánicas de la matriz polimérica:

La matriz polimérica es de las más comunes y menos costosas. Los polímeros son fáciles de procesar, ofrecen buenas propiedades mecánicas y proporcionan una buena adherencia con las fibras. Los términos termoestable y termoplástico se utilizan a menudo para identificar una propiedad especial de las distintas matrices poliméricas [16].

- **Termoplástico:** Un material termoplástico se puede moldear en una nueva forma cuando se calienta a aproximadamente la misma temperatura a la que se formó. Esta propiedad permite que hasta cierto punto estos materiales se puedan reciclar. Algunos de estos polímeros son [14]: polipropileno, nylon, poliésteres termoplásticos (PET, PBT), y
  - Polietereftercetona (PEEK): Es un polímero atractivo como matriz a causa de su tenacidad y propiedades de impacto.
- **Termoestable:** Un material termoestable no se puede moldear después que haber sido procesado. Algunos de estos polímeros son [14]:
  - Epoxi: Las resinas epoxi en comparación con los poliésteres, tienen mejor resistencia a la humedad, mayor temperatura máxima de uso, y buena adherencia con las fibras de vidrio.
  - Poliéster insaturado: Tiene un extensivo uso en compuestos reforzados con fibra de vidrio, y se puede encontrar en aplicaciones, tales como: barcos, tuberías, etc.
  - Poliamida: Representa una clase de resina que puede tener un rango de temperatura de servicio mayor que las epoxis, 250-300°C.

### 2.1.4 Efecto de la fibra y la matriz en las propiedades mecánicas del material compuesto

En los materiales compuestos de matriz polimérica generalmente las fibras tienen propiedades mecánicas superiores en comparación con las matrices, por ejemplo, la resistencia última ( $\sigma_u$ ) de una matriz polimérica puede tener valores desde 35 MPa a 70 MPa, sin embargo, la resistencia última a tensión de las fibras puede tener valores desde 3,500 MPa hasta niveles superiores [17]. La notable diferencia de propiedades mecánicas de las fibras en comparación con la matriz genera que la orientación de las fibras tenga un papel importante en las propiedades mecánicas del material compuesto.

El análisis de una lámina permite comprender el efecto de la fibra y la matriz en las propiedades mecánicas del material compuesto. La orientación de las fibras puede cubrir los ángulos ( $90^\circ \geq \theta \geq -90^\circ$ ) con respecto a la dirección de la carga aplicada (Figura 2.1), por ejemplo, una lámina unidireccional a  $0^\circ$  indica que todas las fibras tienen la misma orientación que la carga aplicada y para una lámina unidireccional a  $90^\circ$  se indica que todas las fibras tienen una orientación transversal con respecto a la carga aplicada (Figura 2.4).

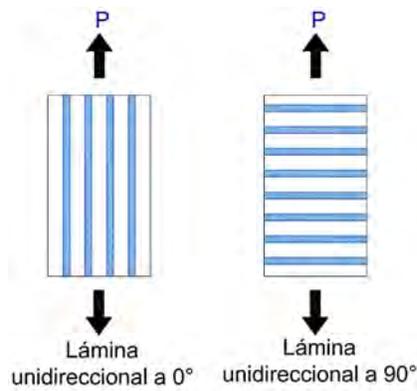


Figura 2.4 Láminas unidireccionales a 0° y 90° con respecto a la carga aplicada P.

En la Figura 2.5 se muestra el comportamiento de las propiedades mecánicas de una lámina a diferentes ángulos de fibras, cuando la carga aplicada tiene la misma orientación que las fibras (lámina unidireccional a 0°) el valor de la resistencia última y el módulo de elasticidad son superiores en comparación con el comportamiento mecánico de una lámina unidireccional a 90°; además, se aprecia un decremento drástico en los valores de la resistencia última y el módulo de elasticidad al recorrer el ángulo de las fibras de 0° a 90°, este comportamiento se debe a que la carga aplicada pasa de ser mayormente soportada por las fibras a ser soportada por la matriz polimérica [17].

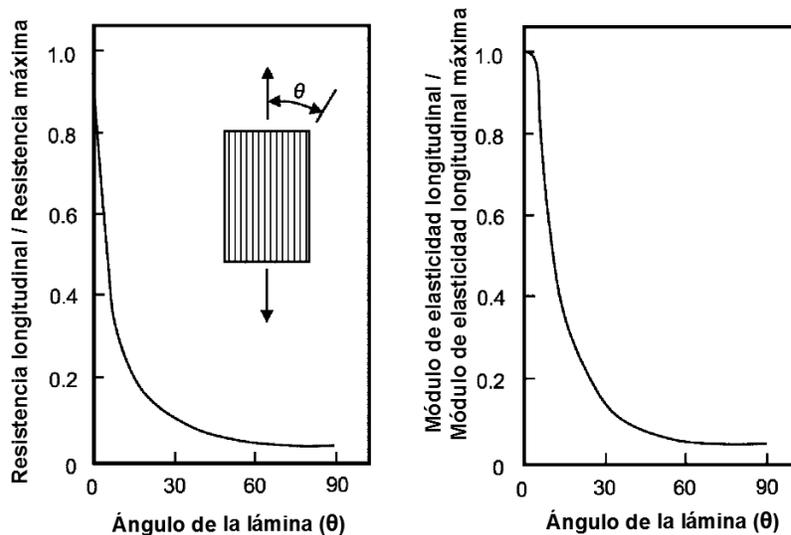


Figura 2.5 Influencia del ángulo de las fibras de una lámina de material compuesto polimérico en la resistencia última y el módulo de elasticidad longitudinal [17].

Por otra parte, el porcentaje de volumen de fibras en una lámina también influye en las propiedades mecánicas del material compuesto, por ejemplo, en la Figura 2.6 se muestra la variación en el módulo de elasticidad longitudinal y transversal de una lámina unidireccional a 0° en función del porcentaje de volumen de fibras. Cuando el porcentaje de volumen de fibras es cero, el módulo de elasticidad longitudinal es en esencia el mismo valor de la matriz polimérica, por consiguiente, al aumentar el valor

del porcentaje de volumen de fibras se tiene un crecimiento proporcional en el valor del módulo de elasticidad longitudinal hasta alcanzar el porcentaje del ciento por ciento, lo cual en este punto significa que el módulo de elasticidad longitudinal es idealmente el mismo valor de las fibras. El crecimiento del módulo de elasticidad transversal en función del porcentaje de volumen de fibras es no lineal, este comportamiento se debe a que el módulo de elasticidad transversal es dependiente de las propiedades mecánicas de la matriz [17].

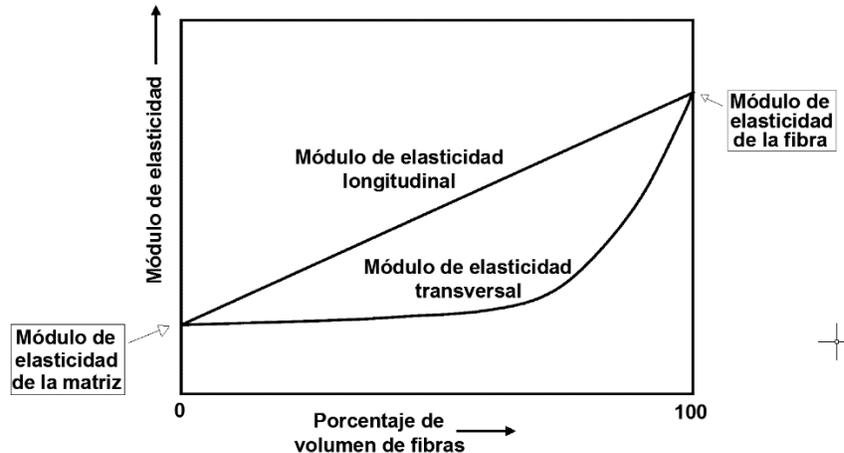


Figura 2.6 Variación en el módulo de elasticidad longitudinal y transversal de una lámina unidireccional a  $0^\circ$  en función del porcentaje de volumen de fibras [17].

### 2.1.5 Métodos de manufactura de materiales compuestos laminados

Existen diferentes métodos de manufactura de materiales compuestos de matriz polimérica, en los cuales es posible manejar la orientación de la fibra y la secuencia de apilado de las láminas, estos se pueden dividir en dos grupos: moldes abiertos y moldes cerrados [18].

En los moldes abiertos, el laminado se encuentra expuesto a la presión atmosférica durante el proceso de fabricación, a continuación se mencionan algunos métodos de este tipo [18]:

- **Aplicación manual.**

Este método consiste en colocar las fibras sobre la superficie del molde y posteriormente la resina se aplica manualmente utilizando, por ejemplo, un rodillo. La calidad final del laminado depende de la mano de obra calificada, es importante mencionar que la consistencia del contenido de resina dentro del laminado no es fácil de lograr en este método.

- **Bobinado de filamentos.**

Es muy utilizado en moldes que tienen superficies de revolución, una vez que el filamento es enrollado sobre la superficie del molde a través de un baño de resina, el curado puede ser realizado en un horno. Las ventajas principales de este tipo de método es el control de la orientación de la fibra y la obtención de estructuras con alto fracción de volumen de fibra.

A diferencia de los moldes abiertos, en los moldes cerrados el proceso de fabricación involucra un sistema cerrado:

- **Moldeo por transferencia de resina.**

El método consiste en inyectar la resina dentro del molde cerrado: primero, en la pieza inferior del molde se colocan las fibras; después, la pieza superior del molde se coloca encima de la pieza inferior del molde para cerrar el sistema, esto genera una cavidad por la cual se inyecta la resina. Este método es muy utilizado para grandes volúmenes de producción, por lo cual, se requiere de una alta inversión en los equipos-moldes [19].

- **Infusión por vacío o de resina.**

El método de infusión por vacío o infusión de resina consiste en realizar el vacío al sistema mientras la succión permite el acceso de la resina: primero, en la pieza inferior del molde se colocan las fibras; después, para cerrar el sistema se coloca sobre la pieza inferior del molde una bolsa de vacío (pieza superior del molde).

## 2.2 Fatiga en los materiales compuestos laminados

La fatiga es el fenómeno de degradación de propiedades de un material a causa de la aplicación de cargas que fluctúan con el tiempo y por lo cual resulta en una falla denominada *falla por fatiga* [20].

Los componentes o estructuras se encuentran sometidos a un estado complejo de cargas durante su condición de servicio. Por ejemplo, en la Figura 2.7 se muestran las fluctuaciones típicas en las aceleraciones de un ala de aeronave durante un ciclo completo de vuelo. El registro inicia cuando la aeronave se encuentra estacionada, el ala está sometido a una aceleración de  $-1g$ , ya que se deflexiona hacia abajo por su propio peso y por el peso de cualquier motor montado en el ala. Después, bajas aceleraciones se producen durante el traslado de la aeronave en la pista y también durante su movimiento a bajas velocidades antes de despegar. Posteriormente, la magnitud de las aceleraciones incrementa rápidamente durante el despegue y ascenso de la aeronave hasta alcanzar la altitud de crucero. La aceleración se convierte en positiva cuando la aeronave se encuentra en el aire, ya que las deflexiones del ala son hacia arriba ocasionado por la presión necesaria para soportar el peso del fuselaje. Durante la etapa de crucero las aceleraciones fluctúan de forma aleatoria a causa de las ráfagas de viento y maniobras de la aeronave. Se pueden generar altas aceleraciones en el ala a causa de las altas velocidades que puede alcanzar la aeronave, por ejemplo, en maniobras cerradas en aeronaves militares y acrobáticas, se pueden obtener valores dentro del rango de aceleraciones de  $6g$  a  $9g$  [21].

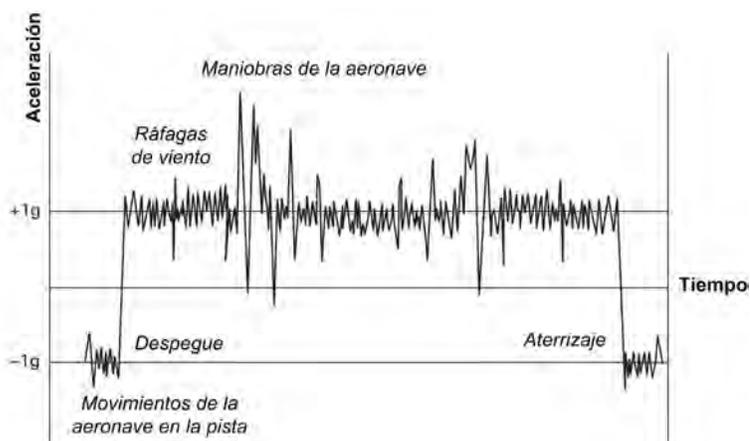


Figura 2.7 Perfil de aceleraciones típicas en el ala de una aeronave en un ciclo completo de vuelo [21].

Siguiendo el ejemplo anterior de una aeronave, la magnitud y la frecuencia de las cargas cíclicas son diferentes para cada componente estructural de la aeronave durante la condición de servicio. Por ejemplo, el revestimiento del fuselaje de una aeronave se somete a tensión cuando la cabina es presurizada durante el despegue, ya que el fuselaje se expande como un “globo”, lo cual se debe a que la presión de la cabina es mayor que la presión atmosférica externa. Posteriormente, el fuselaje se contrae cuando es despresurizado durante el descenso. Esta expansión y contracción del fuselaje representa un ciclo de carga cíclica por vuelo [21].

De los ejemplos anteriores, se puede concluir que las cargas durante las condiciones de servicio son complejas a causa de lo aleatorio en la magnitud, frecuencia y duración las cargas. Para analizar y estudiar el fenómeno de fatiga se generan *casos representativos* en los cuales se tiene control de la magnitud, frecuencia y duración de las cargas, por ejemplo, en la Figura 2.8 se muestran las curvas de esfuerzo cíclico sinusoidal y triangular, las cuales son dos *casos representativos* muy utilizados [21]-[22].

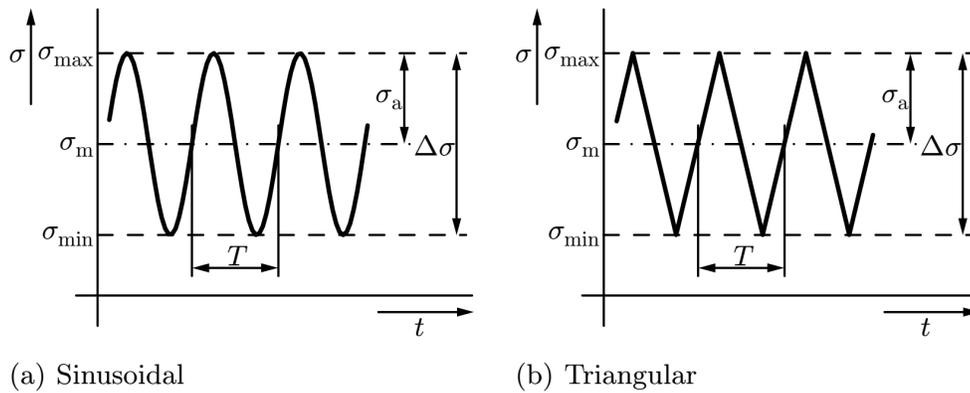


Figura 2.8 Curvas de esfuerzo cíclico: a) sinusoidal y b) triangular [22].

Estas curvas pueden ser caracterizadas por [22]: el *esfuerzo mínimo* ( $\sigma_{min}$ ), el *esfuerzo máximo* ( $\sigma_{max}$ ), el *esfuerzo medio* ( $\sigma_m$ ), la *amplitud del esfuerzo* ( $\sigma_a$ ),

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \quad (2.1)$$

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} \quad (2.2)$$

el rango de esfuerzo ( $\Delta\sigma = \sigma_{max} - \sigma_{min}$ ), y el periodo ( $T$ ). Un *periodo* corresponde a un *ciclo* o *alternancia de la carga*. Para caracterizar el tipo de carga se usa frecuentemente el parámetro *razón de esfuerzo* ( $R$ ), el cual se define por:

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \quad (2.3)$$

La comparación entre la acumulación de daño ocasionado por fatiga en un material homogéneo (por ejemplo, un metal) y un material compuesto laminado demuestra que el proceso de degradación es distinto en ambos materiales (Figura 2.9). En los metales, una parte relativamente grande de la vida total a fatiga es dedicada a la fase de inicio de la grieta (es decir, el daño a escala mesoscópica, tales como: dislocación de celdas, bandas de deslizamiento persistentes, etc.), y el cual puede ser difícil monitorear a causa de la naturaleza de su tamaño. En esta etapa no existe una generación del daño que indique la

falla próxima del material. La siguiente fase es la propagación de la grieta (Figura 2.9), la cual inicia con la formación de pequeñas grietas (microgrietas), a partir de esta fase es más factible el seguimiento del daño. Por último, las grietas crecen gradualmente y se unen rápidamente para producir una sola grieta dominante que lleva a la falla final del componente estructural [23], [24].

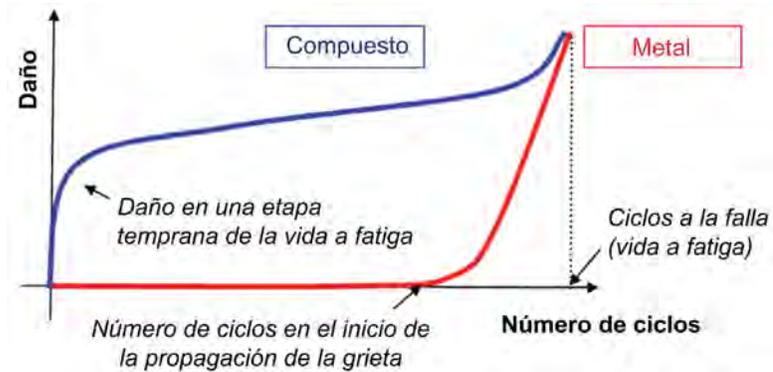


Figura 2.9 Comparación de la acumulación de daño en función del número de ciclos normalizados a fatiga para un material compuesto laminado y un metal [23].

En los materiales compuestos, Reifsneider *et al.* [25] basados en los resultados obtenidos de pruebas no destructivas, presentaron el proceso de degradación a través de una curva de daño acumulado en función del número de ciclos transcurridos (Figura 2.10). En este proceso se reconoce la existencia de tres etapas: a) primera etapa, 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 (Figura 2.9 y Figura 2.10); b) segunda etapa, como se puede observar en la Figura 2.10 se tiene una razón de crecimiento de daño lento y estable, se presentan la desunión de las interfaces entre las fibras y la matriz y además, las puntas de las grietas de la matriz se consideran concentradores de esfuerzos que ocasionan delaminaciones locales; c) tercera etapa, por último ocurre la ruptura de las fibras que aún soportaban la carga causando la falla final [26].

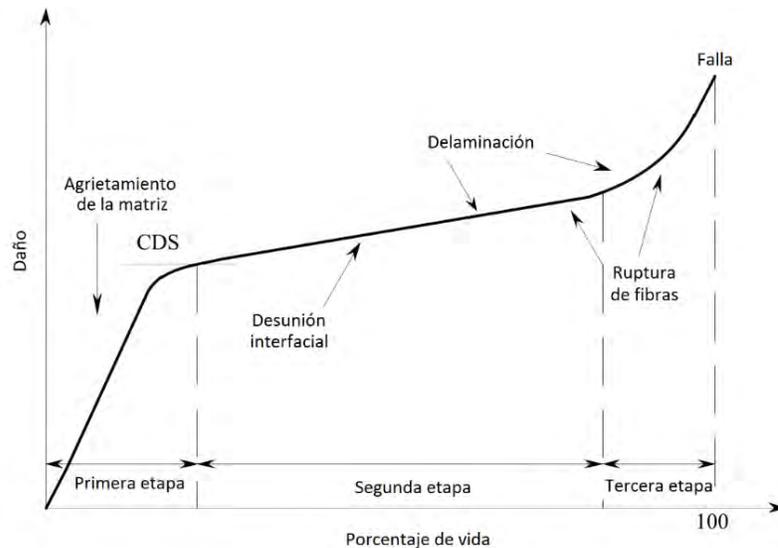


Figura 2.10 Proceso de degradación de los materiales compuestos laminados sometidos a fatiga [25].

Wu y Yao [27] presentaron un modelo fenomenológico de daño a fatiga que permite describir el proceso de degradación del material compuesto laminado. En esta investigación se hace referencia y comparación de resultados con los trabajos experimentales realizados por Subramanian [28] y Jian-Xin [29]. Subramanian [28] obtuvo dos conjuntos de datos para dos laminados 810 ( $[0/90_3]_S$ ), cada uno de los laminados fue sometido a cargas cíclicas a diferentes niveles de esfuerzo máximo (75% y 80% de la resistencia última); sin embargo, las pruebas de fatiga se realizaron al mismo valor de cargas de tensión-tensión ( $R = 0.1$ ) y se utilizaron en ambos laminados fibras de vidrio y matriz epoxi HC 9106-3.

En la Figura 2.11 se puede apreciar el proceso de degradación de los dos materiales compuestos de Subramanian [28], se observa la existencia de las tres etapas que suceden a causa del daño por fatiga: a) la primera etapa es dominada por el agrietamiento de la matriz, la cual genera aproximadamente el 60% del daño; b) la segunda etapa es la de mayor duración y se tiene un crecimiento del daño lento y estable; c) en la última etapa sucede la ruptura de las fibras que aún soportaban las cargas.

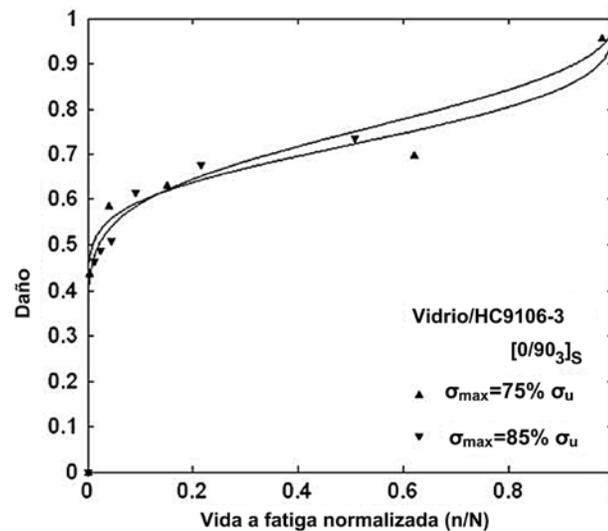


Figura 2.11 Proceso de degradación en dos probetas de material compuesto vidrio/HC9106-3 sometido a  $R=0.1$  [27].

Por otro lado, Jian-Xin [29] registró la degradación de dos materiales compuestos laminados elaborados con el mismo tipo de matriz y fibras, pero con diferente número de capas. Los materiales empleados son fibra de carbono T300 y matriz de resina de bismaleimida QY8911.

En la primera configuración del laminado investigado por Jian-Xin [29] se usó la secuencia de apilado  $[45/90/-45/0_2/-45/90/45]_S$  y se realizaron tres pruebas a fatiga con los siguientes niveles de esfuerzos máximos 509.7 MPa, 441.7 MPa y 424.7 MPa; el proceso de degradación a fatiga se puede observar en la Figura 2.12 y se pueden concluir los siguientes aspectos: el fin de la primera etapa y el inicio de la segunda etapa no se pueden distinguir fácilmente, y existe una menor cantidad de daño generado en los primeros ciclos de vida a fatiga del material al ser comparado con el material compuesto descrito en la Figura 2.11. Por otra parte, en la segunda configuración se usó la secuencia de apilado  $[0_2/45/0_2/-45/0/90]_S$  y se realizaron tres pruebas a fatiga con diferentes valores de esfuerzos máximos 946.2 MPa, 917.5 MPa y 888.8 MPa; el proceso de degradación del material compuesto se puede observar en la Figura 2.13 y se puede concluir que la aparición de la primera etapa del daño genera una gran parte de la degradación de las propiedades elásticas durante la vida a fatiga del material compuesto.

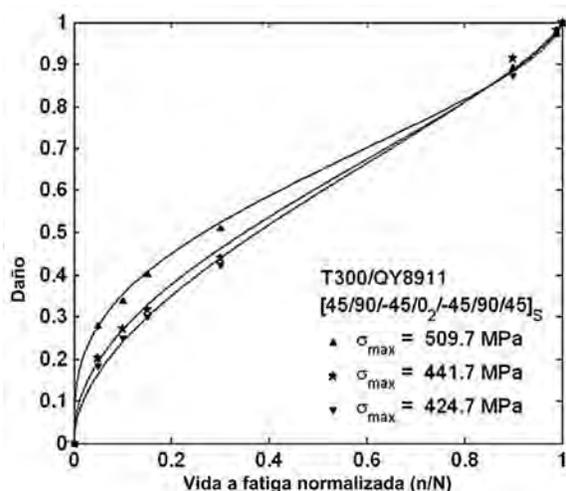


Figura 2.12 Proceso de degradación del laminado  $[45/90/-45/0_2/-45/90/45]_S$  de T300/QY8911 sometido a diferentes esfuerzos máximos de cargas cíclicas [27].

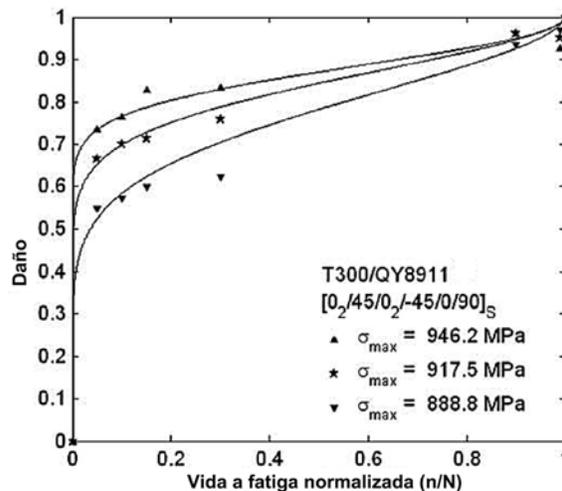


Figura 2.13 Proceso de degradación del laminado  $[0_2/45/0_2/-45/0/90]_S$  de T300/QY8911, sometido a diferentes esfuerzos máximos de cargas cíclicas [27].

Al comparar los resultados de los dos laminados estudiados por Jian-Xin [29], se observa que al mantener constante el tipo de material de la matriz y de las fibras en ambos laminados, el comportamiento de la evolución en la acumulación del daño se encuentra en función de la cantidad, orientación y secuencia de apilado de las láminas. En la configuración  $[45/90/-45/0_2/-45/90/45]_S$ , se genera una degradación menor al inicio de la vida a fatiga comparado con la configuración  $[0_2/45/0_2/-45/0/90]_S$ .

De acuerdo a lo encontrado en la literatura [26]- [29], se pueden destacar los siguientes factores que describen el daño generado por la fatiga en los materiales compuestos laminados: a) las cargas cíclicas de amplitud constante con niveles grandes de esfuerzo máximo generan un proceso de degradación severo en el material compuesto desde el inicio de la vida a fatiga, b) mantener constante el tipo de material que constituye el compuesto genera que el comportamiento de la evolución en la acumulación de daño se encuentre en función de las siguientes variables de diseño: cantidad, orientación y secuencia de apilado de las láminas, nivel de esfuerzo máximo aplicado, etc. y c) el proceso de daño se puede dividir en tres etapas y dentro de cada etapa existen diferentes interacciones entre los mecanismos de falla.

### 2.2.1 Mecanismos de falla por fatiga

En los materiales compuestos existen diversos mecanismos de acumulación del daño (Figura 2.10), tales como: desunión fibra-matriz, agrietamiento de la matriz, delaminación y ruptura de la fibra. Estos mecanismos de daño pueden ser reconocidos de forma independientemente o pueden actuar de forma combinada y aparecer simultáneamente en distintos lugares del material compuesto sometido a cargas cíclicas. A continuación se mencionan algunas características de estos mecanismos de falla [20]:

**Agrietamiento intralaminar (matriz):** Es dependiente del nivel de esfuerzo, las grietas que inicialmente aparecen en una de las capas pueden ser transferidas a capas adyacentes sometidas a niveles de esfuerzos altos, o quedar restringidas en la capa que inicialmente aparecieron sometidos a niveles de esfuerzos bajos (Figura 2.14).



Figura 2.14 Ejemplo de agrietamiento de matriz de un material compuesto laminado cross-ply [12].

**Agrietamiento interlaminar:** Es el agrietamiento que sucede entre dos capas contiguas en un laminado, el cual ocasiona la separación de las capas (láminas) y también se conoce como *delaminación*. La aparición de grietas en las capas puede llevar a la aparición de agrietamiento interlaminar local, esta delaminación puede crecer y separar la región entre dos capas adyacentes (Figura 2.15).

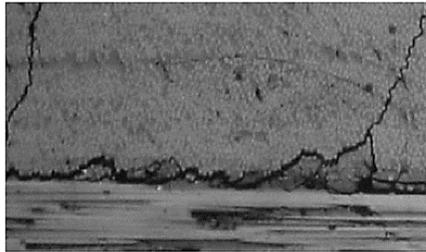


Figura 2.15 Delaminación interlaminar formada debido a la unión de dos grietas adyacentes en la matriz en un laminado de material compuesto reforzado con fibras [12].

**Desunión fibra/matriz:** El desempeño del material compuesto se encuentra marcadamente influenciado por las propiedades de la interfaz entre la fibra y la matriz. La interfaz tiene un papel significativo en la transferencia de esfuerzos entre la fibra y la matriz. Por ejemplo, al aplicar una carga de tensión en una lámina unidireccional, si las fibras están débilmente sostenidas por la matriz se empieza a formar grietas con un esfuerzo relativamente bajo. Por otro lado, si las fibras están unidas fuertemente a la matriz, el agrietamiento de la matriz se retarda y la lámina falla catastróficamente a causa de la fractura de la fibra y de las grietas en la matriz [12].

**Fractura de la fibra:** Este es usualmente el último estado de acumulación del daño en materiales compuestos con fibras. Las fibras son el componente principal de soporte de carga y su falla se relaciona a la falla última del material compuesto, ya que la matriz no puede soportar las cargas aplicadas sin la presencia de las fibras.

El modo de falla de un laminado multidireccional es una mezcla que contiene todos los modos de falla mencionados anteriormente [20]. Durante los últimos 40 años, diversas técnicas de evaluación no destructivas (END) se han llevado a cabo para detectar, monitorear y observar los mecanismos de falla en los materiales compuestos laminados sometidos a fatiga [12]. Por ejemplo, Stalnaker y Stinchcomb [30] observaron y documentaron los detalles de iniciación del daño en el borde de un laminado compuesto de resina epoxi con refuerzos de carbono. El objetivo de este experimento fue obtener registros del crecimiento de las grietas durante una prueba de fatiga tensión-tensión ( $R = 1$ ). El procedimiento consiste en colocar una tira de acetato reblandecida en el borde de la probeta, después, se retira la cinta (llamada también réplica) para ser examinada en un microscopio.

En las fotomicrografías de la Figura 2.16 se muestra una réplica del borde de un laminado  $[0/\pm 45/90]_S$ : la primera (a), muestra el estado inicial del borde del laminado antes de iniciar las pruebas; la segunda (b), muestra las primeras grietas a 50 ciclos de la carga cíclica y por último, en la tercera (c), se muestra un agrietamiento mayor en la matriz a 10,000 ciclos de la carga cíclica.



Figura 2.16 Fotomicrografías de la réplica del borde del laminado  $[0/\pm 45/90]_S$ , desarrollada en una prueba de fatiga tensión-tensión ( $R=1$ ): a) réplica del borde antes de iniciar las pruebas, b) réplica del borde a 50 ciclos, c) réplica del borde a 10,000 ciclos [30].

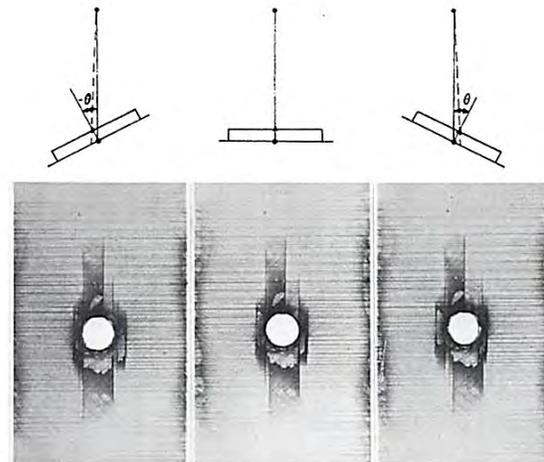


Figura 2.17 Radiografía estéreo, para una muestra de laminado de resina epoxi con reforzamiento de grafito [31].

Con el método experimental de las réplicas sólo se tiene registro del agrietamiento que existe en la matriz, pero solo en la parte del borde del material compuesto, por lo tanto, se desarrollaron otras técnicas que permitieron observar adecuadamente el proceso del daño.

Los rayos X también son una técnica END, normalmente sólo se pueden generar radiografías en dos dimensiones con esta técnica, las cuales no proporcionan información a través del espesor de un material. Sendeckyj, Maddux y Porter [31] propusieron usar la radiografía estéreo, el cual permite obtener un efecto en tres dimensiones. El método se aprecia en la Figura 2.17, en esta técnica se obtienen tres radiografías: la radiografía central se realiza de manera perpendicular a la cara de la muestra y las otras dos radiografías están realizadas en orientaciones angulares ligeramente diferentes; al observar las tres radiografías se obtiene un efecto en tres dimensiones.

Steiner [32] utilizó dos técnicas de evaluación no destructivas: emisión acústica y métodos de retrodispersión de ultrasonidos. Durante el agrietamiento inicial de la matriz, el método de emisión acústica demuestra ser el más adecuado, esto se debe a que permite monitorear continuamente y sensiblemente cualquier respuesta del material durante la carga. El monitoreo continuo durante la carga es una característica importante para los materiales compuestos laminados, ya que los primeros mecanismos de falla son por lo general la iniciación del agrietamiento de la matriz. Con el incremento del daño durante la prueba, el usar solo los datos de la emisión acústica dificulta la localización del crecimiento del agrietamiento en la matriz; por lo tanto, se recomienda continuar con el monitoreo a través de la retrodispersión de ultrasonidos, el cual permite observar y medir adecuadamente el proceso del daño en el material compuesto.

### 2.3 Tolerancia al daño en materiales compuestos

El concepto de tolerancia al daño se define como la capacidad de una estructura o elemento de soportar cargas una vez que ha sido dañada por las condiciones de servicio o por defectos iniciales [33]. Existen diferencias notables en el análisis de tolerancia al daño entre los metales y los materiales compuestos, ya que al someter ambos materiales a cargas cíclicas los mecanismos de falla son distintos (sección 2.2).

En estructuras de metales, el análisis de tolerancia al daño implica que la iniciación del daño se puede generar por defectos iniciales (imperfecciones superficiales locales, defectos en la fabricación, etc.) o daños generados durante su servicio (impacto, golpes, etc.); posteriormente, en el análisis de la propagación del daño se utiliza la mecánica de fractura, la cual proporciona los conceptos y ecuaciones para determinar el crecimiento de grieta y cómo influye en la resistencia de la estructura; por último, con la información recopilada acerca del comportamiento del daño se pueden implementar ciertas características para controlar el crecimiento de la grieta, tales como: programas de inspección, con los cuales se evalúa el crecimiento del daño y se determina el valor de las propiedades mecánicas residuales en la estructura; características de falla segura, el cual permite diseñar la estructura con ciertos elementos que pueden fallar completamente sin afectar considerablemente el desempeño de la estructura en servicio; acciones correctivas, la cual consiste en la sustitución de elementos dañados o reparación de fallas; etc. [24].

El análisis de tolerancia al daño de estructuras de materiales compuestos poliméricos es más complicado que en los metales. En los materiales compuestos la etapa de iniciación del daño se puede generar por defectos iniciales (imperfecciones en la manufactura de la fibra y/o del compuesto, etc.) o daños en la estructura cuando se encuentra en servicio (impacto, golpes, etc.); sin embargo, el análisis de propagación del daño por métodos analíticos para la demostración de la tolerancia al daño no se encuentran en una etapa madura como en el análisis de metales [34], ya que de acuerdo al origen del defecto inicial el comportamiento de la propagación del daño involucra diferentes interacciones entre los mecanismos de falla.

La Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio (NASA, por sus siglas en inglés) de EUA es uno de los principales organismos en utilizar metodologías del análisis de tolerancia al daño para materiales compuestos estructurales, no obstante, utilizan la mecánica de fractura para analizar analíticamente el daño y determinar cómo influye en las propiedades mecánicas residuales, pero sólo tomando en cuenta los defectos provocados por someter la estructura en condiciones de servicio (ralladuras y/o cortes superficiales, delaminación e impacto). Para representar estos tipos de defectos, se utilizan muestras que representan idealmente algún tipo de daño, es decir, laminados que contienen delaminaciones iniciales, agujeros, recortes, etc. [34].

Existen notables diferencias en el comportamiento del daño al estudiar los materiales compuestos con o sin muescas, ya que los mecanismos de falla se desarrollan de forma distinta. En la investigación realizada por Simonds [35] se sometió a una prueba de fatiga T-C un laminado  $[(0/+45/90/-45)_s]_4$  de matriz PEEK con fibras de grafito. En el centro de la probeta se realizó un agujero con el fin de estudiar el efecto de la muesca en el material compuesto. A través de radiografía de rayos X se obtuvo que el daño predominante se caracterizó por el agrietamiento de la matriz y la delaminación, las cuales iniciaron desde el orificio y crecieron con el transcurso de las cargas cíclicas (Figura 2.18).

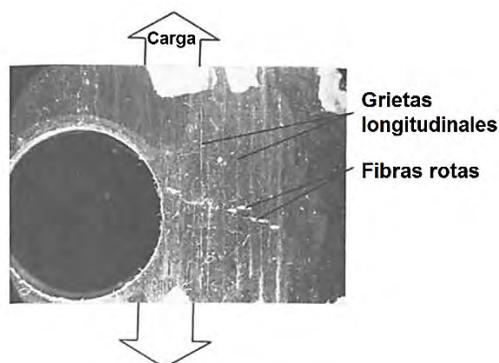


Figura 2.18 Fotografía del laminado  $[(0/+45/90/-45)_s]_4$  de matriz PEEK con fibras de grafito sometido a una prueba de fatiga T-C, la cual se realizó a la mitad de la vida a fatiga de la probeta antes de fallar completamente [35].

Otro ejemplo es la investigación realizada por Nixon *et al.* [36], los cuales realizaron pruebas de fatiga tensión-tensión a un laminado cuasi-isotrópico  $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_s$  de resina epoxi con fibras de carbono. Al utilizar un equipo de tomografía axial computarizada (TAC) se observó (Figura 2.19) que el daño empieza desde el borde del agujero y durante el transcurso del número de ciclos aplicados aparecen agrietamientos en la matriz y delaminación (capas  $+45^\circ$  y  $90^\circ$ ) las cuales se propagan a través del espesor hasta llegar a las capas de  $0^\circ$  y al borde de la probeta. La delaminación es del proceso de falla dominante y este ocurre tan pronto inicia el proceso de degradación del material compuesto.

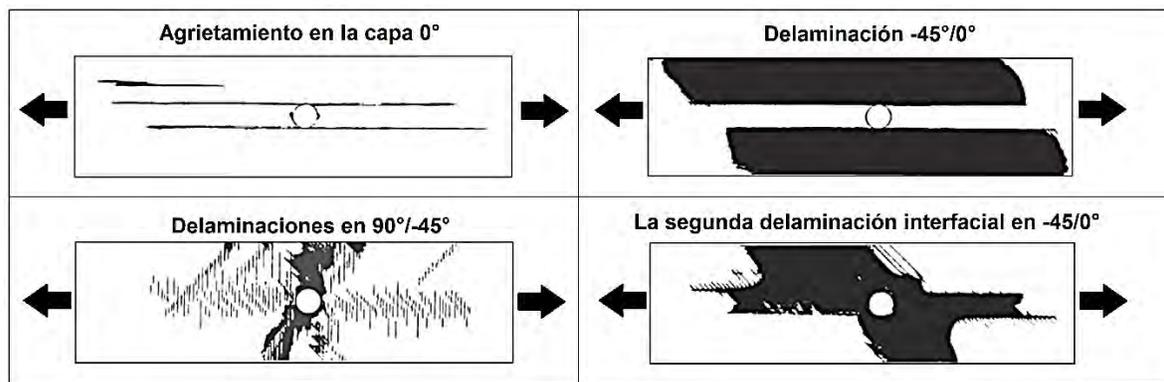


Figura 2.19 Cortes tomográficos para la probeta  $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_s$  con una degradación del módulo de elasticidad longitudinal del 50% [36].

Al comparar las investigaciones anteriores de esta sección con la evolución de daño ocasionado por las cargas cíclicas en materiales compuestos sin muescas (sección 2.2) se observa que la existencia de la muesca ocasiona que un mecanismo de falla sea el predominante, por ejemplo, en las muestras con agujeros predomina la falla por delaminación.

Por lo tanto, en este trabajo de tesis se plantea estudiar el comportamiento de la evolución en la acumulación del daño causado por las cargas cíclicas en materiales compuestos multidireccionales, con el propósito de encontrar los criterios necesarios para minimizar la degradación del material y prolongar la vida a fatiga. El estudio se centra en el estado virgen del material compuesto, es decir, el estado en el cual se encuentra el material compuesto después de ser fabricado y sin daños generados por la condición de servicio (ralladuras y/o cortes superficiales, delaminación e impacto).



# Capítulo 3

---

## Marco teórico

Como se mencionó en el capítulo anterior, en el proceso de degradación de los materiales compuestos laminados se pueden identificar tres etapas durante la vida a fatiga y a cada etapa se le puede asociar ciertos mecanismos de falla. De acuerdo a la literatura se puede idealizar el siguiente proceso de daño: en la primera etapa predomina el agrietamiento de la matriz, en la segunda etapa predomina la delaminación y desunión interfacial, y en la última etapa predominan las rupturas de las fibras.

Por lo tanto, se plantea la búsqueda dentro de la literatura de métodos cuantitativos para estudiar el comportamiento de la evolución del daño causado por los mecanismos de falla a fatiga en materiales compuestos multidireccionales, con el propósito de encontrar los criterios necesarios para minimizar la degradación del material y prolongar la vida a fatiga.

### **3.1 Modelos de estimación del daño para cada etapa de vida a fatiga**

Los mecanismos de falla ocasionados por las cargas cíclicas al ser estudiados en un nivel micromecánico permiten comprender mejor el inicio y propagación de cada mecanismo de falla y sus posibles interacciones entre sí, por lo tanto, los modelos cuantitativos para la estimación del daño descritos en esta sección se dividen por cada etapa de vida a fatiga, de acuerdo a los siguientes propósitos: una mejor comprensión de lo que sucede con los mecanismos de falla a nivel micro-escala; determinar los alcances de los modelos basados en la micromecánica; y especificar si existe un modelo general basado en la micromecánica para describir la evolución completa del daño en materiales compuestos laminados sometidos a cargas cíclicas.

#### **3.1.1 Primera etapa de vida a fatiga**

En la primera etapa de vida a fatiga del material compuesto predomina el agrietamiento de la matriz (Figura 3.1). Los resultados experimentales de Tong [37] demuestran que las capas que tienen fibras orientadas transversalmente a la orientación de la carga aplicada serán las primeras en presentar grietas en la matriz, por ejemplo, en laminados cross-ply las capas a  $90^\circ$  serán las primeras en presentar agrietamiento [12].

Los primeros métodos experimentales para observar y tener un registro del daño ocasionado por las cargas cíclicas en los materiales compuestos, consistían en analizar lo que sucede en la superficie del borde de las probetas, ya sea a través de radiografías por rayos X o por el uso de réplicas superficiales [30].

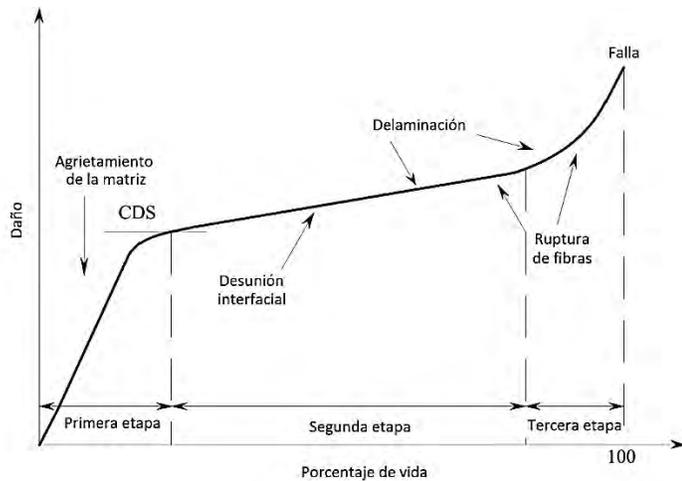


Figura 3.1 Proceso de degradación de los materiales compuestos laminados sometidos a fatiga, en el cual se indican las tres etapas de vida a fatiga [25].

En la Figura 3.2 se observa el borde una lámina off-axis de un material compuesto laminado, inicialmente las grietas en el espesor de la capa se encuentran separadas irregularmente y aisladas unas de otras, es decir, no tienen interacción entre sí; sin embargo, las grietas se vuelven más cercanas al pasar los números de ciclos de carga lo que conlleva a que comiencen a interactuar.

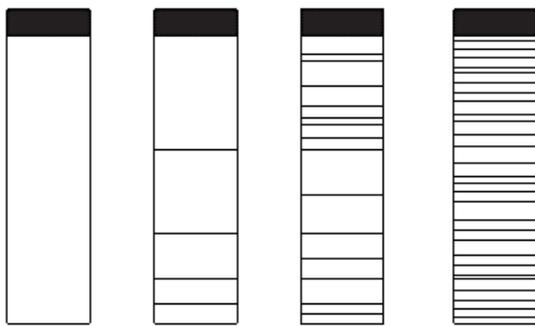


Figura 3.2 Representación de la acumulación de las grietas en la matriz del espesor de una capa off-axis de un material compuesto laminado, basado en radiografías de rayos X [12].

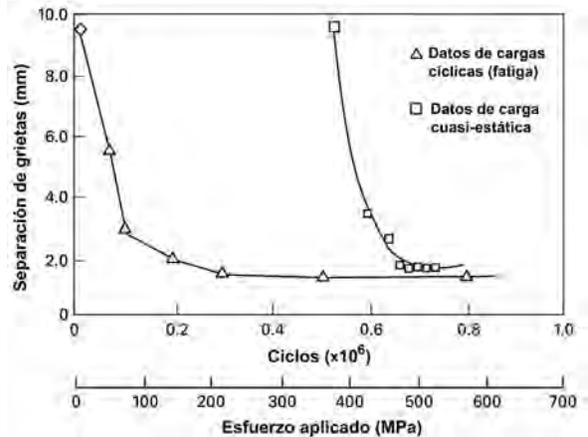


Figura 3.3 Gráfica de la separación de grietas en los espesores de las capas de  $-45^\circ$  en función de la carga cuasi-estática y cargas cíclicas en un laminado  $[0/90/\pm 45]_s$  de carbono/epoxi [12].

Al disminuir la separación de grietas se alcanza un punto de saturación de densidad de grietas conocido como estado de daño característico (CDS, por sus siglas en inglés), el cual indica en teoría la terminación del proceso de agrietamiento en la matriz. En la Figura 3.3 se observa la existencia del límite CDS en una gráfica del nivel de separación de grietas en función del número de ciclos a fatiga o del esfuerzo aplicado [12].

De acuerdo a la literatura, los siguientes modelos de estimación de la degradación de las propiedades elásticas efectivas son capaces de cubrir hasta el periodo CDS de agrietamiento de la matriz, sin distinguir que el daño sea causado por cargas cuasi-estáticas o cíclicas.

### 3.1.1.1 Modelos de micro-daño

Garret y Bailey [38] presentaron un enfoque que incluye los efectos de transferencia de carga entre capas micro-agrietadas y las capas contiguas, el cual es conocido como *análisis del cortante diferido*. Este modelo permite una aproximación unidimensional del campo de esfuerzos en equilibrio después del agrietamiento en la matriz; de este análisis se pueden determinar expresiones para estimar las propiedades elásticas del laminado agrietado. La suposición principal del modelo (Figura 3.4) es que en el plano de una grieta transversal, la grieta no es capaz de soportar la carga axial, por lo cual, se transfiere la carga a capas no agrietadas a través del esfuerzo cortante en la interfaz entre la capa transversal agrietada y la capa adyacente sin grietas [12].

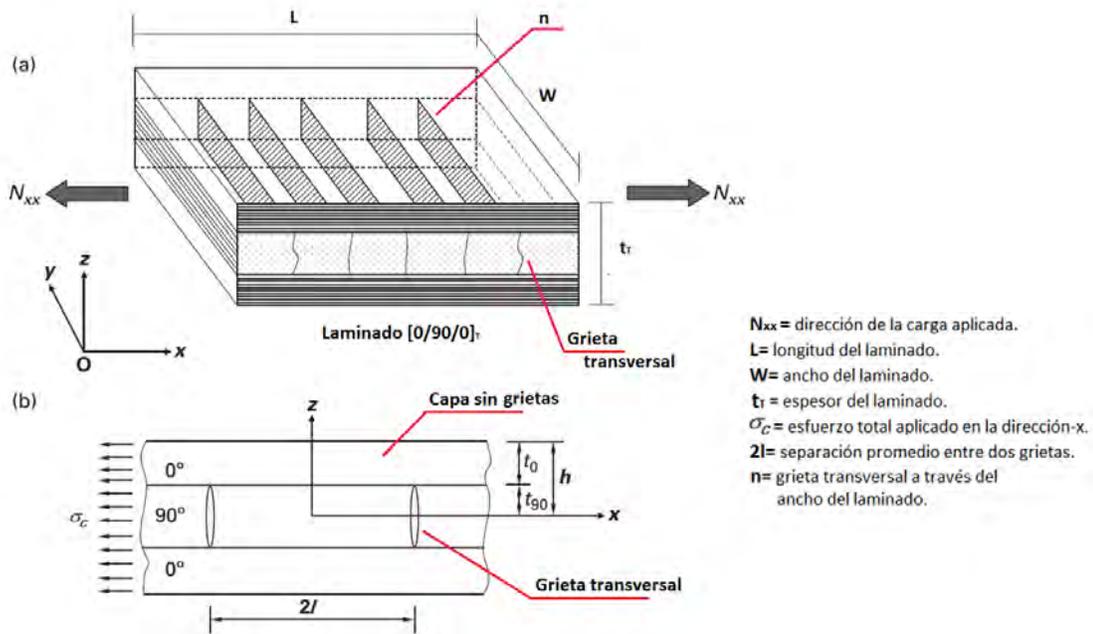


Figura 3.4 Construcción de una celda unidad para el análisis de esfuerzo de un laminado cross-ply agrietado: (a) laminado agrietado en tensión; (b) celda unidad equivalente [12].

Como datos de entrada del modelo se requiere un nivel de densidad de grietas determinadas de forma experimental a cierta carga aplicada, las cuales se encuentran presentes en las capas a  $90^\circ$ , por otro lado, se considera que las capas a  $0^\circ$  no sufren agrietamiento. La limitación de este modelo es que solo permite la estimación de las propiedades elásticas efectivas residuales en laminados cross-ply.

El modelo de Garret y Bailey [38] es considerado un modelo de micro-daño, ya que el estudio del daño se encuentra en la escala de la formación de grietas, es decir, a una escala microestructural [12]. Otro modelo que también se encuentra en esta categoría es el propuesto por Hashin [39], el cual a través de un análisis variacional y empleando el principio de mínima energía potencial complementaria se pueden obtener relaciones de esfuerzos y campos de deformación, los cuales incluyen el agrietamiento de la matriz con el propósito de obtener las propiedades elásticas bajo un cierto estado de agrietamiento [40], sin embargo, el modelo presentado por Hashin [39] se limita a laminados cross-ply.

### 3.1.1.2 Modelo de mecánica del daño continuo

El modelo de mecánica del daño continuo (MDC) es considerado del tipo macro-daño, dado que el estudio del daño se encuentra en la escala macroestructural, el daño se puede describir a través de la definición de variables internas en el material compuesto [40]. En la Figura 3.5 se representa el concepto general del MDC, el cual se puede describir por etapas: etapa 1, como primer paso se realiza la homogeneización de las heterogeneidades (por ejemplo, las fibras y capas) en el material compuesto laminado (sin daño) o también denominado como *microestructura estacionaria*, un ejemplo de esta homogeneización es la *teoría clásica de laminados*, en la cual se pueden determinar las propiedades elásticas efectivas del material compuesto; etapa 2, la segunda homogeneización pertenece al daño (grietas o vacíos) o también denominado *microestructura en evolución*, esta etapa consiste en involucrar el cambio permanente que causa el proceso de disipación de energía, la homogeneización de la *microestructura en evolución* utiliza un elemento de volumen representativo (EVR), el cual es una muestra del material compuesto con suficiente información para poder definir el compuesto; etapa final, en esta etapa se selecciona un punto  $P$  dentro del material compuesto homogeneizado con daño y se obtienen un EVR y los vectores  $a_i$  y  $n_j$ , estos vectores representan los desplazamientos normalizados de la superficie de la grieta, lo cuales permiten caracterizar el daño y conocer la influencia de las grietas en las propiedades del material [12].

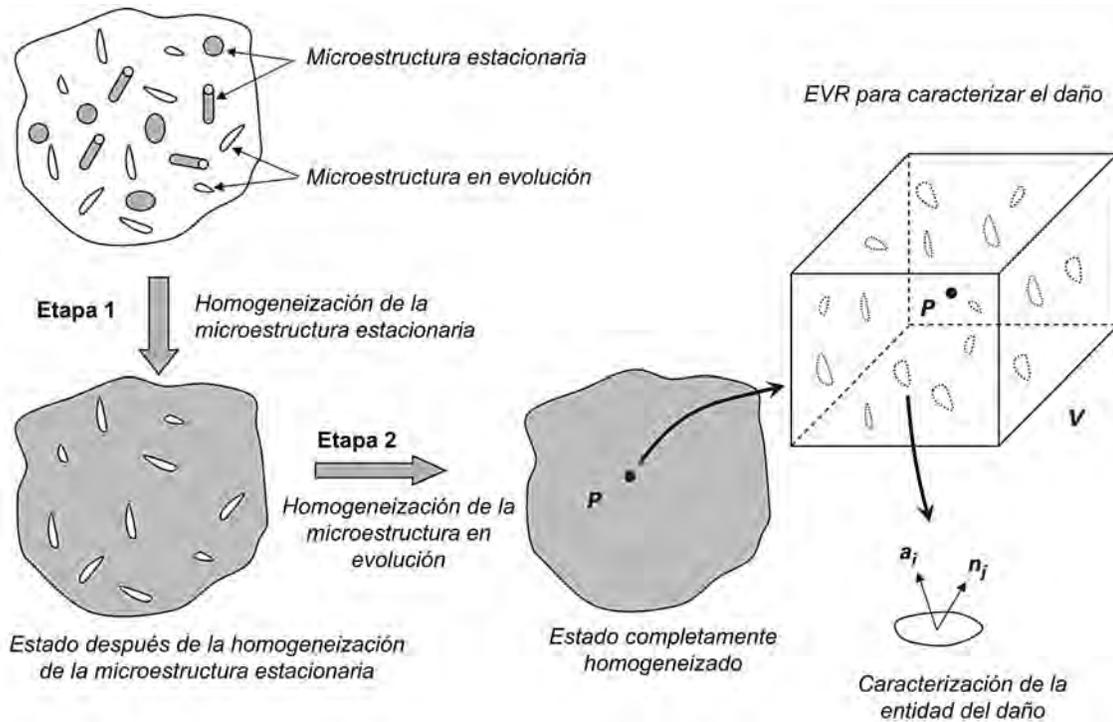


Figura 3.5 Concepto de mecánica del daño continuo (CDM) [12].

El modelo MDC propuesto por Talreja [41] requiere de cuatro constantes experimentales: la temperatura, el gradiente de deformación, el gradiente de temperatura y los vectores de daño ( $a_i$  y  $n_j$ ). Dado que el modelo MDC necesita de una gran cantidad de experimentos para determinar las constantes experimentales, el propio Talreja [42] propone el modelo sinérgico para mejorar el modelo MDC.

### 3.1.1.3 Modelo de mecánica del daño sinérgico

La estructura MDC aunque bastante general y muy adecuada para el análisis estructural requiere como datos de entrada los coeficientes experimentales para cada configuración de laminado de estudio. La mecánica del daño sinérgico (MDS) propuesta por Talreja [42] conserva la estructura del MDC en un nivel mesoscópico de un EVR, sin embargo, se incorpora agrietamiento microscópico a través de las variables de daño. El enfoque MDS resuelve el problema de los datos de entrada para diferentes configuraciones de laminados, sólo se requiere determinar los coeficientes experimentales para una configuración de referencia (por ejemplo, un laminado cross-ply), y del cual se obtienen los coeficientes para otras configuraciones a través de un parámetro de restricción que es dado por los desplazamientos relativos de superficie.

Varna y Talreja [43] utilizaron el enfoque MDS para determinar la respuesta elástica de los materiales compuestos laminados  $[0/\pm\theta_4/0_{1/2}]_S$ , en los cuales sólo las capas  $\pm\theta_4$  contienen grietas en la matriz. La micromecánica que introduce del enfoque MDS es a través de una medición a nivel micro de las grietas en el laminado, es decir, posteriormente de someter las muestras del laminado a una carga que ocasiona la aparición de agrietamiento en la matriz se recorta una tira delgada (micro-muestra) de la muestra, y posteriormente, ésta se coloca en un equipo para la medición del desplazamiento de apertura de las grietas (COD, por sus siglas en inglés). Este equipo se denomina probador de materiales en miniatura (MINIMAT, por sus siglas en inglés), en el cual se somete la micro-muestra a una carga axial para poder observar el COD a través de un microscopio óptico equipado con una cámara de video.

El material de los laminados que utilizaron Varna y Talreja [43] fue fibra de vidrio con matriz epoxi. Las muestras fueron divididas en tres grupos y a cada grupo se le realizaron distintas pruebas. El primer grupo se utilizó para la medición experimental de la densidad de grietas en el borde de las probetas, las cuales se sometieron a cierto nivel de carga a tensión y se descargaron ligeramente para evitar un mayor agrietamiento. El segundo grupo se utilizó para la medición experimental de las propiedades elásticas residuales, las cuales se sometieron a tensión en un nivel de carga seleccionado y después se descargaron parcialmente para medir el módulo de elasticidad, y así sucesivamente incrementando la carga a tensión. El tercer grupo se utilizó para medir los COD; como se explicó anteriormente, la medición de los COD es un parámetro requerido en el enfoque MDS para predecir los cambios en las propiedades elásticas ocasionados por el daño. En la Figura 3.6 se muestra la degradación del módulo de elasticidad a causa de la presencia del agrietamiento en la matriz de las capas  $\pm 70_4$ , los puntos *sp* representan las capas que están orientadas a  $\pm 70^\circ$  y la línea recta denota la estimación realizada por el enfoque MDS [43].

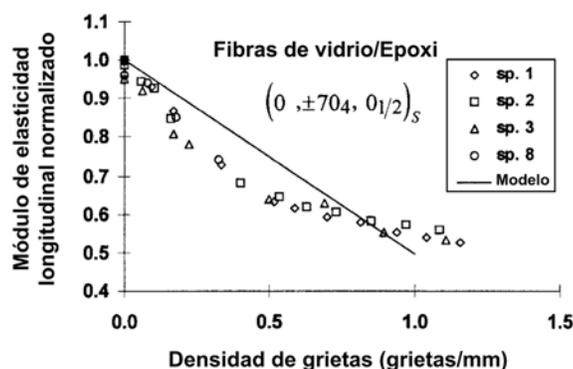


Figura 3.6 Gráfica del módulo de elasticidad longitudinal normalizado en función de la densidad de grietas en el laminado  $[0/\pm 70_4/0_{1/2}]_S$ , la línea recta es la estimación realizada por el enfoque MDS [43].

El enfoque MDS también se puede extender a otras configuraciones de laminados, Veer-Singh y Talreja [11] propusieron un modelo para estimar la respuesta elástica de laminados  $[0_m/\pm\theta_n/90_r]_s$  y  $[0_m/90_r/\pm\theta_n]_s$  que contienen grietas en las capas  $\pm\theta$  y  $90^\circ$ , en este modelo se lograron mejoras en el proceso de estimación del MDS, ya que el estudio del comportamiento de los COD se puede realizar utilizando programas de elemento finito.

En la Figura 3.7 se presenta la metodología propuesta por Veer-Singh y Talreja [11] para estimar las propiedades elásticas residuales; a continuación se describe esta metodología: etapa 1, esta etapa se denomina *mecánica computacional*, la cual consiste en introducir una celda unidad representativa (Figura 3.8) a un programa de elemento finito para evaluar los efectos de restricción (parámetros de restricción) de las capas sin daño sobre las capas dañadas; etapa 2, esta etapa se denomina *experimental/computacional*, la cual consiste en determinar las constantes del material ( $a'_i$ ) de un laminado de referencia, por ejemplo, para los laminados  $[0_m/\pm\theta_n/90_r]_s$  se escoge como laminado de referencia la configuración  $[0/90_3]_s$  ( $\theta = 90^\circ$  y  $m = n = r = 1$ ), las constantes  $a'_i$  se pueden determinar utilizando datos experimentales o computacionales, por ejemplo, para el caso computacional del ejemplo anterior se utiliza un programa de elemento finito para construir la celda unidad del laminado  $[0/90_3]_s$  a través del cual se introduce cierta cantidad de grietas; etapa 3, en esta última etapa se determinan las propiedades elásticas residuales utilizando la *mecánica del daño sinérgico*.

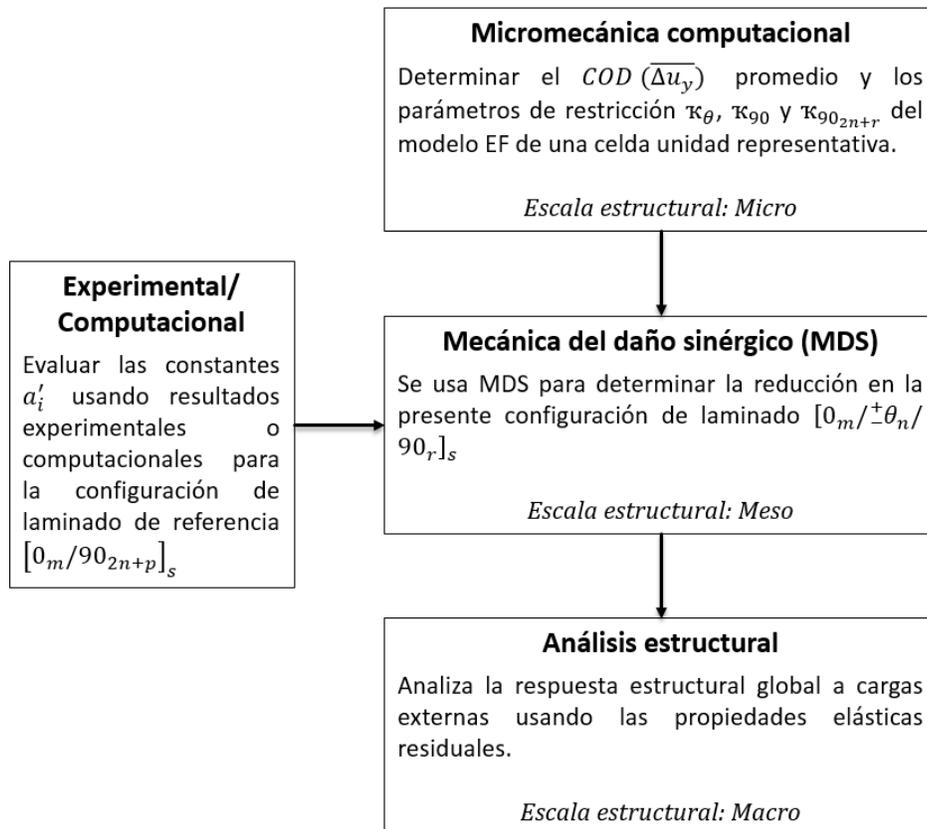


Figura 3.7 Metodología multi-escala sinérgica para analizar el comportamiento en un laminado simétrico  $[0_m/\pm\theta_n/90_r]_s$  [11].

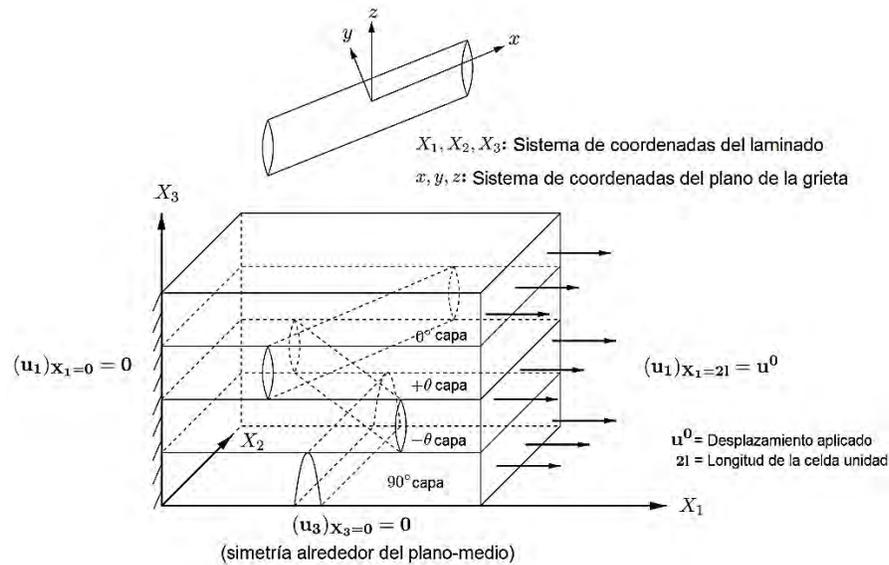


Figura 3.8 Celda unidad representativa del laminado  $[0_m/\pm\theta_n/90_r]_s$  para el análisis por elemento finito, en el cual se indican las condiciones de frontera y los sistemas de referencia del modelo [11].

En la Figura 3.9 se presenta la comparación entre los datos experimentales de los laminados  $[0/90_3]_s$  y  $[0/90/\mp 45]_s$  [11] con los resultados de la estimación del modelo MDS de Veer-Singh y Talreja [11], se observa que el modelo MDS se adapta bien para el laminado  $[0/90_3]_s$ , sin embargo, no se presenta un ajuste adecuado del modelo MDS en el laminado  $[0/90/\mp 45]_s$ . Los datos experimentales del laminado  $[0/90/\mp 45]_s$  demuestran que las grietas en las capas  $\mp 45^\circ$  no abarcan todo el ancho de la probeta de material compuesto, sin embargo, el modelo MDS considera que las grietas atraviesan todo el ancho de la probeta de material compuesto y no permite estimar interacciones o restricciones creadas por las grietas al entrar en contacto con otras grietas, por lo tanto, Veer-Singh y Talreja [11] proponen un factor de corrección denominado como factor de densidad relativa ( $\rho_r$ ) que permite aproximar el modelo MDS con los datos experimentales.

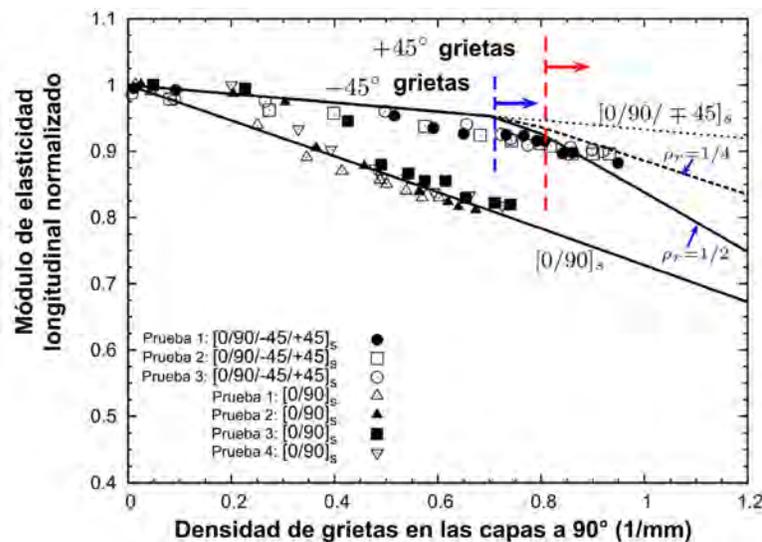


Figura 3.9 Comparación entre las estimaciones del modelo MDS en la reducción de las propiedades elásticas con los datos experimentales de los laminados  $[0/90/\mp 45]_s$  y  $[0/90]_s$  [11].

Los modelos descritos en esta sección permiten estimar la degradación de las propiedades elásticas efectivas del material compuesto laminado en la *primera etapa de vida a fatiga*, estos modelos requieren como datos de entrada una densidad de grietas en el borde del laminado, el cual se debe determinar experimentalmente y está en función del nivel de carga aplicada, ya sea una carga cuasi-estática o cargas cíclicas.

Las principales suposiciones que realizan estos modelos son las siguientes:

- Las capas que tienen fibras orientadas en un ángulo distinto a la carga aplicada ( $0^\circ$ ) son las que van a presentar grietas transversales en la matriz, el caso crítico de orientación de las fibras es de  $90^\circ$  [12].
- Las capas a  $0^\circ$  no presentan grietas transversales en la matriz.
- Estos modelos permiten estimar la degradación de las propiedades elásticas efectivas hasta la etapa del estado de daño característico (CDS, por sus siglas en inglés).

### 3.1.2 Segunda etapa de vida a fatiga

De acuerdo a la literatura, la segunda etapa de la vida a fatiga muestra una razón de crecimiento de daño lento y estable, ocurre la desunión de interfaces entre las fibras y la matriz, y también se producen delaminaciones locales entre las capas, a causa de la aparición de concentradores de esfuerzos en las puntas de las grietas transversales de la matriz [26]. La búsqueda de modelos que representen la segunda etapa de vida a fatiga se centró en la consideración de cómo afecta el estado anterior (primera etapa a fatiga) en la evolución del daño (Figura 3.1) ocasionado por las cargas cíclicas que llevan a la falla por fatiga.

Akshantala y Talreja [44] presentaron un modelo que permite describir la evolución del agrietamiento transversal en laminados cross-ply sometidos a tensión cíclica en la dirección longitudinal, para los laminados cross-ply los modos de agrietamientos dominantes bajo cargas cíclicas son (Figura 3.10): las grietas transversales en la capa a  $90^\circ$  y delaminaciones internas en la interfaz  $0^\circ/90^\circ$  [45].

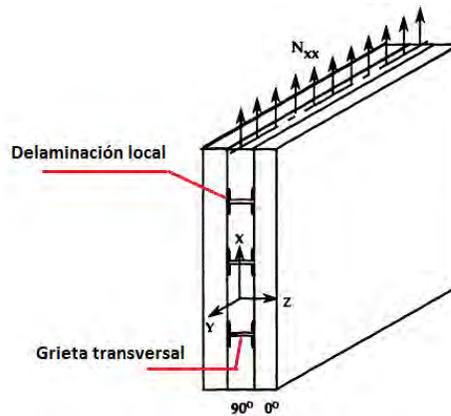


Figura 3.10 Esquema de un laminado cross-ply dañado, el cual muestra grietas transversales en la capa a  $90^\circ$  con la delaminación local asociada de la interfaz  $0^\circ/90^\circ$  [44].

Las delaminaciones internas en la interfaz  $0^\circ/90^\circ$  se obtienen a través de la siguiente metodología de experimento: primero, una fuerza ( $N_{xx}$ ) a un nivel de carga máxima se aplica en el laminado, lo cual genera grietas transversales en la capa a  $90^\circ$ ; posteriormente, se somete el laminado a cargas cíclicas lo

cual ocasiona delaminaciones locales (Figura 3.11) en las puntas de las grietas transversales; por último, en un estado avanzado de degradación por la aplicación de cargas cíclicas el crecimiento de las delaminaciones locales conlleva a las delaminaciones globales de las capas.

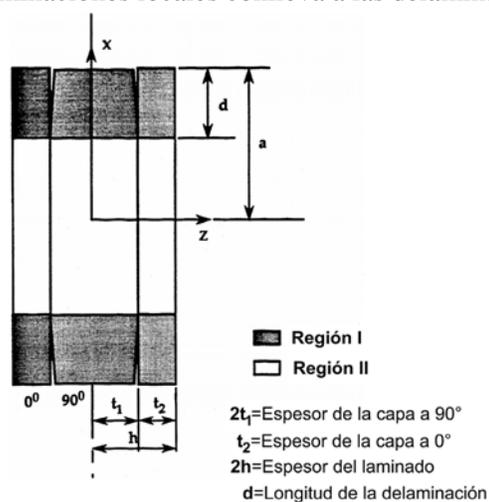


Figura 3.11 Esquema de la celda unidad para un laminado cross-ply dañado, el cual muestra la región delaminada (Región I) y la región idealmente unida (Región II) [44].

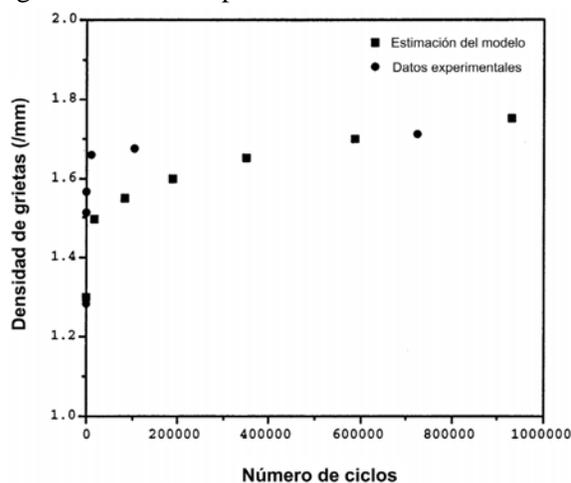


Figura 3.12 Evolución de las grietas transversales en función de los ciclos aplicados para los laminados de carbono/epoxi a un nivel de esfuerzo máximo de 482.633 MPa y  $R=0.1$  [45].

La celda unidad de estudio (Figura 3.11) se divide en dos regiones: la región I es la parte delaminada de la celda unidad, la cual incluye las grietas en la matriz y la delaminación interna, y se considera que el daño se encuentra a lo largo de todo del ancho de la probeta; y la región II es la parte que contiene a la interfaz idealmente unida entre las capas. La dificultad en las mediciones experimentales de las longitudes de las delaminaciones internas ocasiona que no sean prácticas las estimaciones de densidad de grieta en función de la longitud de la delaminación, por lo cual, no es posible la corroboración de los datos estimados con los datos experimentales. Por lo tanto, la clave del modelo es el considerar la multiplicación de las grietas transversales en la matriz a causa del crecimiento de la delaminación [44]. En la Figura 3.12 se muestra la comparación entre los datos experimentales con los datos estimados por el modelo de Akshantala y Talreja [45], en la cual se presenta la densidad de grietas transversales de las capas de  $90^\circ$  en función del número de ciclos a fatiga, se puede observar que el modelo se aproxima a las altas densidades de grietas generadas por la delaminación.

El modelo descrito en esta sección permite dar un seguimiento a la evolución de la degradación del material compuesto después de la primera etapa de vida a fatiga, sin embargo, con este modelo sólo se puede evaluar el daño que se genera en el borde del material compuesto, por lo tanto, se requiere conocer la densidad de grietas generadas en esa sección de la probeta, además, el modelo sólo se puede aplicar a laminados cross-ply.

Cabe mencionar, que dentro de la literatura existen otros modelos que permiten analizar la delaminación ocasionada por las cargas cíclicas, pero no son de interés en el presente trabajo, ya que no inician sus análisis con el estado de daño ocasionado por la primera etapa de vida a fatiga. Por ejemplo, si es de interés sólo estudiar la delaminación en los materiales compuestos se puede representar este daño a través de las siguientes formas: agujeros en las probetas, esto se realiza con el objetivo de reducir los mecanismos de falla y que solamente predomine la delaminación; diseño de anomalías entre las capas, Colombo y Vergani [46] introdujeron cintas al laminado durante la manufactura de las probetas con el propósito de representar una delaminación; etc.

### 3.1.3 Tercera etapa de vida a fatiga

La tercera etapa de vida a fatiga consiste en las rupturas de las fibras que aún soportaban la carga, las cuales conducen a la falla final del laminado [26]. Dentro de la literatura, no se encontraron métodos cuantitativos que permitan estimar la degradación de las propiedades elásticas efectivas en la tercera etapa de vida a fatiga y que consideren el daño generado por las etapas anteriores. En esta etapa existe una alta degradación del material y es complejo conocer el estado de degradación en todo el laminado. Las rupturas de todas las fibras no suceden hasta la tercera etapa de vida a fatiga, ya que la interacción de las grietas a causa del agrietamiento de la matriz ocasiona concentraciones de esfuerzos locales que inducen a las rupturas de ciertas fibras cercanas a estas zonas [47].

### 3.2 Modelos fenomenológicos de acumulación del daño a fatiga

Los modelos analizados de la sección 3.1 para cada etapa de vida a fatiga tienen como objetivo estimar de forma cuantitativa la degradación del material compuesto a un nivel micro-escala, en este nivel se requiere comprender el grado del daño que generan todos los mecanismos de falla y cómo interactúan entre sí, a causa de la complejidad del proceso de daño durante la vida a fatiga no se encontró un modelo general a nivel micro-escala que sea capaz de estimar la degradación del material compuesto laminado sometido a cargas cíclicas.

Sin embargo, se ha encontrado a través de pruebas experimentales que los mecanismos de falla en los materiales compuestos sometidos a fatiga provocan cambios en las propiedades del material compuesto, tales como, las *propiedades elásticas residuales* y la *resistencia residual*. Por lo tanto, es posible obtener una medición cuantitativa del daño en compuestos laminados a través del registro en los cambios de estas propiedades durante una prueba de fatiga [48]. Los modelos basados en la resistencia residual o propiedades elásticas residuales son conocidos como *modelos fenomenológicos*, ya que proponen una regla de evolución en función de propiedades medibles a nivel macroscópico, con el objetivo de describir la degradación gradual de las propiedades del compuesto [10].

Los modelos basados en la *degradación de las propiedades elásticas* ofrecen ciertas ventajas comparados con los modelos basados en la *degradación de la resistencia*, tales como: la degradación de las propiedades elásticas puede ser medida usando métodos no destructivos, en comparación con la degradación de la resistencia que requiere la destrucción del espécimen; otra ventaja, es que presenta menos dispersión en los resultados obtenidos del material en comparación con los resultados requeridos para los modelos de la degradación de la resistencia [10].

A continuación, se presentan diversos modelos de acumulación de daño que se basan en la *degradación de las propiedades elásticas* de los materiales compuestos laminados. En 1990, Leimatre y Chaboche [49] utilizaron el registro en el cambio del módulo de elasticidad del material para definir el concepto de daño, a través de la siguiente ecuación:

$$D = 1 - \frac{E_n}{E_0} \quad (3.1)$$

donde  $D$  es el daño a fatiga acumulado,  $E_0$  es el módulo de elasticidad longitudinal inicial del material compuesto sin daño, y  $E_n$  es el módulo de elasticidad longitudinal del material compuesto dañado al ser sometido a cierto número de ciclos de carga [50].

En 2002, Mao y Mahadevan [50] realizaron un cambio al concepto del daño descrito por Leimatre y Chaboche [49], los resultados experimentales muestran que el módulo de elasticidad longitudinal es distinto de cero antes de llegar a la falla completa del espécimen, por lo tanto, cuando el material falla el daño final acumulado es  $1 - E_f/E_0$  en lugar de la unidad, donde  $E_f$  es el módulo de elasticidad longitudinal final cuando ocurre la fractura, por consiguiente, se puede definir un nuevo parámetro del daño:

$$D = \frac{E_0 - E_n}{E_0 - E_f} \quad (3.2)$$

de acuerdo a la ecuación (3.2), la acumulación del daño se puede encontrar entre el rango de 0 a 1.

Con este concepto de daño, Mao y Mahadevan [50] proponen el siguiente modelo de acumulación de daño para describir la degradación de los materiales compuestos laminados, este modelo describe de manera precisa el rápido crecimiento del daño durante la primera y tercera etapa de vida a fatiga.

$$D = q \left(\frac{n}{N}\right)^{m_1} + (1 - q) \left(\frac{n}{N}\right)^{m_2} \quad (3.3)$$

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. Las características de acumulación rápida del daño durante los primeros ciclos pueden ser capturadas con el primer término de la ecuación, con  $m_1 < 1.0$ . El segundo término muestra el crecimiento rápido del daño en la etapa final de la vida a fatiga, con  $m_2 > 1.0$ .

Los parámetros en Eq. (3.3) son definidos en términos de la vida a fatiga de interés:

$$q = \frac{A \left(\frac{N_0}{N}\right)^\alpha}{1 - (1 - A) \left(\frac{N_0}{N}\right)^\alpha} \quad (3.4)$$

$$m_1 = \left(\frac{N_0}{N}\right)^\beta \quad (3.5)$$

$$m_2 = \left(\frac{N}{N_0}\right)^\gamma \quad (3.6)$$

donde  $N_0$  es la vida a fatiga de referencia. Los parámetros  $\alpha$ ,  $\beta$  y  $\gamma$  son constantes dependientes del material.

El modelo propuesto por Mao y Mahadevan [50] demuestra una buena estimación en la predicción de la acumulación de daño, para validar el modelo se utilizan dos configuraciones de laminados (Tabla 3.1): el laminado 810 O con la secuencia de apilado  $[0/90_3]_s$  y el laminado con tela de tejido  $[(0/90_{2w})_s]$ .

Tabla 3.1 Datos de los laminados utilizados para validar el modelo de Mao y Mahadevan [50], y sus coeficientes de determinación ( $R^2$ ).

Materiales del laminado	Secuencia de apilado	Frecuencia	Razón de carga	Nivel de carga máxima	$R^2$
Fibras de vidrio/HC9106-3 [28]	[0/90 <sub>3</sub> ] <sub>3</sub>	10 Hz	0.1	75% del $\sigma_u$	0.9949
				80% del $\sigma_u$	0.9805
AS4/PR500 [51]	[(0/90 <sub>2w</sub> ) <sub>s</sub> ]	10 Hz	0.1	517.107 MPa *586.054 MPa	0.9842 0.9992
				*Especimen ensayado con 6000 h previas de envejecido a fatiga	

Además, el modelo de Mao y Mahadevan [50] permite estimar la acumulación de daño a 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. Por ejemplo, para el laminado [0/90<sub>3</sub>]<sub>3</sub> primero se determinan los valores del *daño acumulado* ( $D$ ) a diferentes niveles de esfuerzo máximo (Figura 3.13) al utilizar en la ecuación (3.2) los registros de la degradación del módulo de elasticidad durante la aplicación de las cargas cíclicas. Después, se obtiene la predicción del modelo que describe la acumulación de daño para el laminado sometido a 75% del  $\sigma_u$ , en el cual se logra un coeficiente de determinación ( $R^2$ ) de 0.9949 (Tabla 3.1). Posteriormente, se obtienen las constantes experimentales  $\alpha, \beta$  y  $\gamma$  del laminado al 75% del  $\sigma_u$ , las cuales permiten calcular los parámetros  $q, m_1$  y  $m_2$  para el modelo de acumulación de daño del laminado sometido al 80% del  $\sigma_u$ ; por último, se obtiene la predicción del modelo para el laminado sometido al 80% del  $\sigma_u$  (Figura 3.14) con un  $R^2$  de 0.9644 (Tabla 3.1).

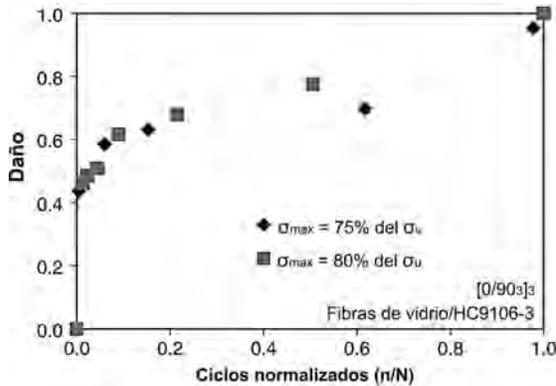


Figura 3.13 Gráfica del daño a fatiga en función de los ciclos normalizados ( $n/N$ ) para los laminados 810 O sometidos a un 75% y 80% del  $\sigma_u$  [50].

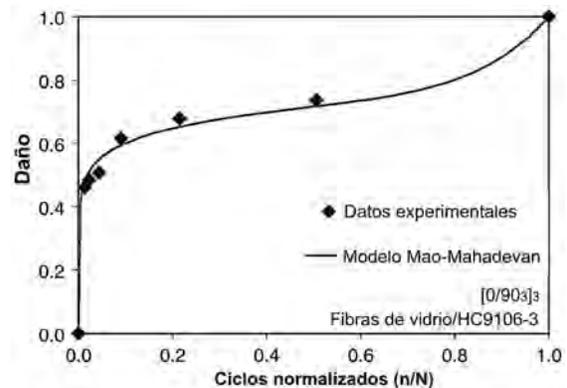


Figura 3.14 Gráfica del daño y la predicción del modelo Mao-Mahadevan para el laminado 810 O sometido a fatiga (80% de nivel de carga) [50].

En 2010 Wu y Yao [27] propusieron el siguiente modelo fenomenológico de acumulación de daño:

$$D = \frac{E_0 - E_n}{E_0 - E_f} = 1 - \left(1 - \left(\frac{n}{N}\right)^B\right)^A \quad (3.7)$$

donde  $E_0$  es el módulo de elasticidad longitudinal inicial,  $E_f$  es el módulo de elasticidad longitudinal final,  $E_n$  es el módulo de elasticidad longitudinal del material sometido a “ $n$ ” ciclos de carga,  $n$  es el ciclo,  $N$  es la vida a fatiga,  $A$  y  $B$  son parámetros del modelo dependientes del compuesto y  $D$  es el daño a fatiga, el cual equivale a 0 cuando  $n = 0$  y equivale a 1 cuando  $n = N$ .

El modelo de Wu y Yao [27] se validó con los laminados que se muestran en la Tabla 3.2, la comparación de los resultados experimentales y la predicción del modelo demuestran que el modelo es capaz de describir la evolución no lineal del daño en los materiales compuestos laminados, cabe destacar que el modelo funciona adecuadamente para laminados multidireccionales.

Tabla 3.2 Datos de los laminados utilizados para validar el modelo de Wu y Yao [27], y sus coeficientes de  $R^2$ .

Materiales del laminado	Secuencia de apilado	Frecuencia	Razón de carga	Nivel de carga máxima	$R^2$
Fibras de vidrio/HC9106-3 [28]	[0/90 <sub>3</sub> ] <sub>3</sub>	10 Hz	0.1	75% del $\sigma_u$	0.949
				80% del $\sigma_u$	0.9805
T300/QY8911 [29]	[45/90/45/0 <sub>2</sub> /45/90/45] <sub>s</sub>	10 Hz	0.1	509.7 MPa	0.9997
				441.7 MPa	0.9991
				424.7 MPa	0.9995
	[45/0/45/90 <sub>2</sub> /45/0/45] <sub>s</sub>	10 Hz	0.1	462.1 MPa	0.9527
				431.3 MPa	0.9809
				400.5 MPa	0.9888
[0 <sub>2</sub> /45/0 <sub>2</sub> /45/0/90] <sub>s</sub>	10 Hz	0.1	946.2 MPa	0.8855	
			917.5 MPa	0.8668	
			888.8 MPa	0.9804	
AS4/PR500 [51]	[(0/90 <sub>2w</sub> )] <sub>s</sub>	10 Hz	0.1	517.107 MPa *586.054 MPa	0.9842 0.9992

\*Especimen ensayado con 6000 h previas de envejecido a fatiga

Dentro de la investigación realizada por Wu y Yao [27] se presenta el concepto de *razón de desarrollo del daño*, el cual se obtiene al derivar la ecuación 3.7 y al reescribir  $x = n/N$ . En la Figura 3.15 se muestra la razón de desarrollo del daño de los laminados de la Tabla 3.2, en la cual se observa la razón de crecimiento de las tres etapas de vida a fatiga: la primera y la tercera etapa suceden con un grado de razón de crecimiento muy severo, mientras que la segunda etapa tiene una razón de desarrollo más lento y prolongado.

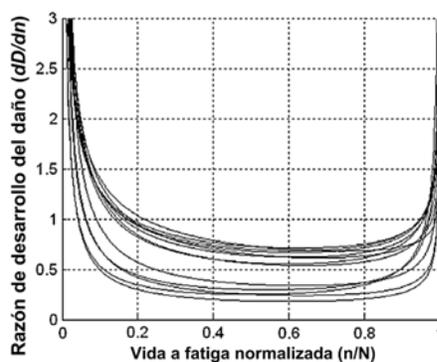


Figura 3.15 Gráfica de la razón de desarrollo del daño de compuestos laminados en función de la vida a fatiga normalizada [27].

En 2015 Shiri *et al.* [52] proponen un nuevo modelo para la predicción de la evolución del daño a fatiga, y se basa de igual manera en la degradación del módulo de elasticidad en la dirección de la carga:

$$D = \frac{E_0 - E_n}{E_0 - E_f} = \frac{\sin qx \cos(q - p)}{\sin q \cos(qx - p)} \quad (3.8)$$

donde,  $E_0$ ,  $E_n$  y  $E_f$  son los módulos de elasticidad longitudinal correspondientes al ciclo inicial, a “n” ciclos de carga, y al ciclo final, respectivamente. En  $x = n/N$ ,  $n$  es el número de ciclos aplicados,  $N$  es la vida a fatiga,  $D$  es el daño acumulado a fatiga,  $p$  y  $q$  son parámetros dependientes del material.

A diferencia del modelo de Wu y Yao [27] y del modelo de Mao y Mahadevan [50] el modelo de Shiri et al. [52] se desarrolló 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. Los laminados seleccionados para validar el modelo se muestran en la Tabla 3.3, la comparación entre los resultados experimentales y la predicción del modelo demuestran una buena estimación en la descripción de la evolución de daño.

Tabla 3.3 Datos de los laminados utilizados para validar el modelo de Shiri et al. [52], y sus coeficientes de  $R^2$ .

Materiales del laminado	Secuencia de apilado	Frecuencia	Razón de carga	Nivel de carga máxima	$R^2$
AS4/PR500 [51]	[(0/90 <sub>2w</sub> ) <sub>s</sub> ]	10 Hz	0.1	517.107 MPa	0.9798
				*586.054 MPa	0.9906
*Especimen ensayado con 6000 h previas de envejecido a fatiga					
T650/poliimida [53]	[0/±60]	5 Hz	0.1	65% del $\sigma_u$	0.9521
				80% del $\sigma_u$	0.9524
Hemp/epoxi [54]	[0/90] <sub>7</sub>	1 Hz	0.01	40% del $\sigma_u$	0.9936
				60% del $\sigma_u$	0.9837
	[±45] <sub>7</sub>	1 Hz	0.01	80% del $\sigma_u$	0.9730
				75% del $\sigma_u$	0.9936
				90% del $\sigma_u$	0.9966

Por ejemplo, en la Figura 3.16 se muestra la estimación realizada por el modelo de Shiri et al. [52] al laminado [0/90]<sub>7</sub>, el cual se somete a dos niveles distintos de carga máxima a fatiga, también, se puede apreciar que al elevar el valor de la carga máxima en el laminado se genera mayor daño desde los primeros ciclos de vida a fatiga del material compuesto.

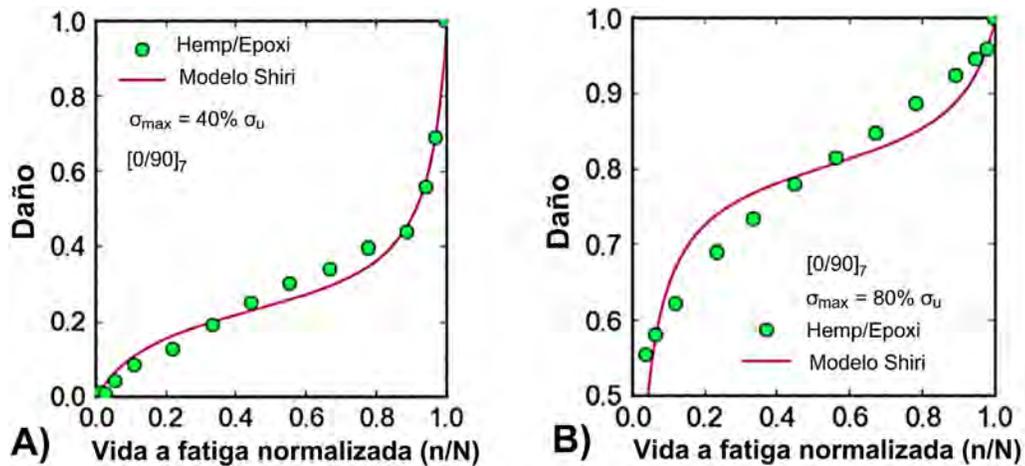


Figura 3.16 Curvas de evolución del daño del modelo propuesto por Shiri et al. [52] para el laminado [0/90]<sub>7</sub>: a) con un esfuerzo máximo de carga del 40% del  $\sigma_u$  y b) con un esfuerzo máximo de carga del 80% del  $\sigma_u$ .

### **3.3 Conclusión del marco teórico**

La acumulación del daño ocasionado por fatiga en los materiales compuestos laminados es un proceso de alta complejidad, ya que los mecanismos de falla (desunión fibra-matriz, agrietamiento de la matriz, delaminación y ruptura de las fibras) pueden interactuar entre sí o aparecer en etapas tempranas de la vida a fatiga. Por lo tanto, no existe dentro de la literatura un modelo basado en la micromecánica con la capacidad de dar seguimiento a cada mecanismo de falla dentro de la evolución del daño a fatiga hasta la falla final. Sin embargo, existen modelos cuantitativos a nivel macromecánico que permiten estimar de forma global el comportamiento de la evolución del daño a fatiga hasta la falla final, tales como, los modelos fenomenológicos basados en la degradación de las propiedades elásticas, como se evidenció en este capítulo.

Por consiguiente, es de interés para el presente trabajo el concepto de daño propuesto por Mao y Mahadevan [50] y el modelo fenomenológico para la predicción de la evolución del daño a fatiga de Shiri et al. [52], los cuales se utilizarán para estudiar la influencia de las variables de diseño (materiales constituyentes, fracción de volumen y arquitectura) en la degradación del material compuesto sometido a cargas cíclicas.



# Capítulo 4

## Procedimiento experimental

El procedimiento experimental para el estudio del daño generado por las cargas cíclicas (Figura 4.1) tiene como base las siguientes etapas: a) *diseño experimental*, en el cual se realiza el diseño de un estudio paramétrico experimental a través de las variables de estudio (selección de los materiales constituyentes, fracción de volumen de fibras y arquitectura), después, se selecciona el método de manufactura para los laminados de estudio, y por último, se definen los parámetros de la máquina de ensayos para realizar las pruebas en materiales compuestos; b) *pruebas y resultados*, en la cual se obtienen los resultados del estudio del daño generado por las cargas cíclicas a través de la realización de la manufactura, ensayos de tensión y fatiga.

El desarrollo del procedimiento experimental permite analizar y discutir los resultados de los laminados de estudio, con el propósito de encontrar los criterios necesarios para minimizar la degradación del material compuesto laminado sometido a cargas cíclicas y así prolongar la vida a fatiga.

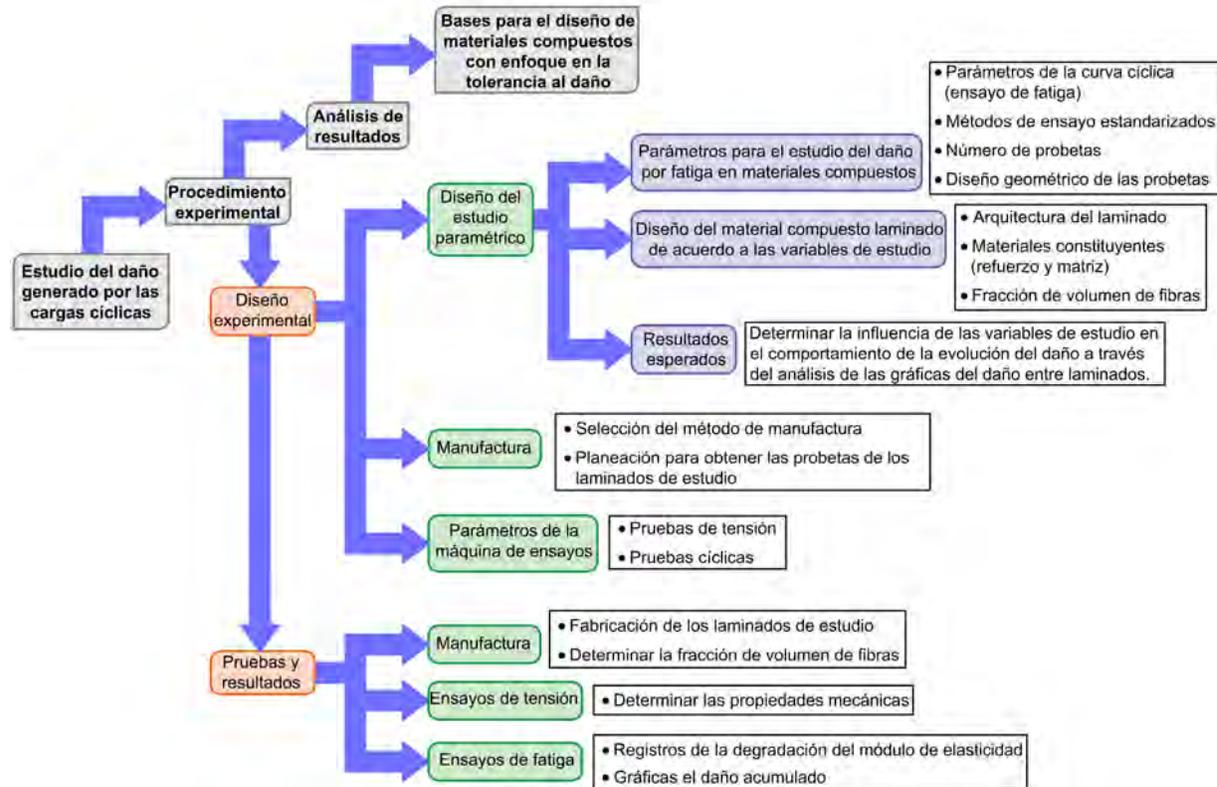


Figura 4.1 Diagrama de flujo para obtener las bases del diseño de materiales compuestos con enfoque en tolerancia al daño a través del estudio del daño generado por las cargas cíclicas.

## 4.1 Diseño experimental

El diseño experimental (Figura 4.1) se constituye de los siguientes apartados: como base se desarrolla el diseño de un estudio paramétrico experimental, el cual implica la selección de los parámetros para el estudio del daño por fatiga, el diseño del material compuesto de acuerdo a las variables de estudio (arquitectura del laminado, materiales constituyentes y fracción de volumen de fibras) y los resultados esperados; posteriormente, se realiza la selección del método de manufactura y la planeación para obtener las probetas de los laminados de estudio; por último, se establecen los parámetros de la máquina de ensayos para realizar las pruebas en materiales compuestos laminados.

### 4.1.1 Diseño del estudio paramétrico

#### 4.1.1.1 Parámetros para el estudio del daño por fatiga en materiales compuestos

Existe una variedad de objetos de estudio de fatiga que se pueden realizar a los materiales compuestos, a continuación se especifican los parámetros del objeto de estudio de fatiga seleccionado para el presente trabajo.

##### 4.1.1.1.1 Parámetros de la curva cíclica (ensayo de fatiga)

En condiciones de servicio, los componentes o estructuras se encuentran sometidos a un estado complejo de cargas, ya que la magnitud, frecuencia y duración las cargas pueden ser aleatorias. Un tipo de estudio ampliamente utilizado es la simplificación del comportamiento a fatiga en *casos representativos*, en los cuales se tiene control de los siguientes parámetros: amplitud de la carga; razón de carga, la cual puede ser tensión-tensión, tensión-compresión, etc.; frecuencia de la carga, ya sea a bajas o altas frecuencias; y forma de la curva cíclica, de las más utilizadas como objeto de estudio son la sinusoidal y triangular [21], [22]. Por lo tanto, a continuación se especifican los parámetros del ensayo de fatiga para el *caso representativo* de interés del presente trabajo:

##### a) Forma de la curva cíclica

*Parámetro seleccionado:* El objeto de estudio se enfoca en la forma de curva cíclica más utilizada, ya sea la sinusoidal o triangular. La elección final dependerá de las limitaciones de la máquina de ensayos seleccionada.

##### b) Amplitud de la curva cíclica

*Parámetro seleccionado:* Para cubrir un *caso representativo* de estudio a fatiga se utiliza una carga de amplitud constante.

##### c) Control de la amplitud de la curva cíclica

En un ensayo a fatiga, la curva cíclica puede ser desarrollada en términos de carga (esfuerzo) o por deformación. Al revisar las condiciones experimentales de las investigaciones realizadas para el estudio de modelos fenomenológicos de estimación del daño (sección 3.2) se observa que la curva cíclica se desarrolla en términos de la carga (esfuerzo).

*Parámetro seleccionado:* El parámetro de control que se escoge para la curva cíclica es a través de la carga (esfuerzo), por lo tanto, la amplitud de la carga (esfuerzo) se mantiene constante durante la prueba cíclica.

**d) Frecuencia de la carga cíclica**

La vida a fatiga de los materiales compuestos de matriz polimérica es afectada considerablemente por la frecuencia de aplicación de las cargas cíclicas. Si la frecuencia de las cargas cíclicas no es un objeto de estudio, se recomienda utilizar bajas frecuencias con el propósito de evitar el calentamiento del material sometido a altas frecuencias [20]. Al revisar las condiciones experimentales de investigaciones realizadas para el estudio de modelos fenomenológicos de estimación del daño (sección 3.2) se observa que las frecuencias de ensayo a fatiga son menores o igual a 10 Hz.

*Parámetro seleccionado:* La frecuencia de la carga cíclica será  $\leq 10$  Hz. La elección final dependerá de las limitaciones de la máquina de ensayos seleccionada.

**e) Razón de carga (esfuerzo) y dirección de la carga**

En las condiciones experimentales de investigaciones realizadas para el estudio de modelos fenomenológicos de estimación del daño (sección 3.2) se observa que la razón de carga es de 0.1, este valor de razón de esfuerzo es de los más ampliamente estudiados [55].

*Parámetro seleccionado:* La razón de carga seleccionada es 0.1, lo cual indica que el ensayo de fatiga es de tipo tensión-tensión.

**f) Valor del esfuerzo máximo ( $\sigma_{max}$ )**

El valor del  $\sigma_{max}$  en cargas cíclicas del tipo tensión-tensión puede tener algún valor dentro del siguiente rango: como nivel máximo el mismo valor del  $\sigma_u$  del material compuesto, por lo cual la falla completa del material sucede en el ciclo “cero”; y como niveles mínimos decrementos del valor del  $\sigma_u$  del material compuesto, por ejemplo, 90% o 40% del  $\sigma_u$ . Entre menor es el valor del esfuerzo máximo en una prueba de tipo tensión-tensión mayor es la cantidad de ciclos que puede soportar el material. La fatiga de bajos ciclos puede tener valores de esfuerzo máximo mayores del 50% del  $\sigma_u$  del material, mientras que la vida a fatiga de altos ciclos puede tener valores de  $\sigma_{max}$  menores del 30% del  $\sigma_u$  del material [56].

*Parámetro seleccionado:* El interés en el presente trabajo es para la fatiga de bajos ciclos, por lo tanto, se considera un valor del  $\sigma_{max}$  dentro del rango del 75% al 95% de la resistencia última del material compuesto, de acuerdo a los siguientes propósitos: estudiar el nivel de daño generado por un alto valor de esfuerzo máximo y reducir considerablemente el tiempo de duración de los ensayos de fatiga. La elección final del valor del esfuerzo máximo dependerá de las limitaciones de la máquina de ensayos seleccionada.

**4.1.1.1.2 Métodos de ensayo de fatiga estandarizados**

Inicialmente, con el incremento en la utilización de los materiales compuestos en aplicaciones estructurales, se utilizaron los métodos de ensayos convencionales para estudiar a los materiales compuestos, sin embargo, estos métodos de pruebas se desarrollaron para determinar las propiedades físicas y mecánicas de los metales y para otros materiales homogéneos e isotrópicos. No obstante, pronto se reconoció que los materiales compuestos, los cuales son anisotrópicos y heterogéneos, requieren de consideraciones especiales para determinar sus propiedades físicas y mecánicas [57].

En esta etapa inicial, los primeros métodos de ensayos para materiales compuestos no se encontraban estandarizados, por lo tanto, cada fabricante proponía su propio método de prueba. Esto, sumado con la aparición de nuevos materiales tanto para las fibras como la matriz dificultaba la existencia de una estandarización de los métodos de ensayos en los materiales compuestos. Actualmente, organizaciones como la Sociedad Americana para Pruebas y Materiales (ASTM, por sus siglas en inglés) y la Organización Internacional para la Estandarización (ISO, por sus siglas en inglés) han logrado mantener un cierto grado de uniformidad con respecto a los métodos de ensayos en materiales compuestos, sin embargo, estas organizaciones consideran que la estandarización no puede ser estricta por la propia naturaleza de los materiales compuestos [57].

En el presente trabajo, se estudia en los materiales compuestos el daño generado por las cargas cíclicas del tipo tensión–tensión ( $R = 0.1$ ), por lo tanto, es necesario realizar una búsqueda dentro de la literatura de los métodos de ensayos estandarizados que existen para estudiar este tipo de fatiga. La ASTM cuenta con una norma para estudiar los efectos de fatiga tensión–tensión en materiales compuestos de matriz polimérica, la cual lleva por nombre *ASTM D3479 “Standard test methods for tension-tension fatigue of polymer matrix composite materials”* [58], esta norma describe el método de ensayo para cargas cíclicas del tipo axial de amplitud constante y para materiales compuestos reforzados con fibra continua o fibra discontinua. Con respecto a la ISO, esta organización cuenta con la norma *ISO 13003 “Fibre reinforced plastic composites –Determination of fatigue properties under cyclic loading conditions”* [59], y al igual que la norma ASTM D3479 [58], la ISO 13003 proporciona una metodología para realizar el ensayo de fatiga, así como, las recomendaciones para registrar el tipo de falla en las muestras del material compuesto, citado por [60]. Ambas normas hacen referencia a otros documentos que proporcionan información complementaria para realizar el ensayo de fatiga, por ejemplo, la ASTM D3479 [58] hace mención de la norma *ASTM D3039 “Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials”* [61] para determinar la geometría de la probeta. Por lo tanto, ya que se requiere tener acceso a más de una norma (ASTM o ISO) para realizar el ensayo de fatiga, se determinó seguir las recomendaciones de las normas ASTM por su acceso disponible durante el desarrollo del presente trabajo.

#### **4.1.1.1.3 Número de probetas para el estudio del daño por fatiga**

En el presente trabajo, la curva cíclica tiene como parámetro de control la razón de esfuerzos tensión–tensión ( $R = 0.1$ ), por lo cual, el  $\sigma_{max}$  y  $\sigma_{min}$  tienen un valor que corresponde a un porcentaje de la resistencia última para cada configuración de material compuesto, por lo tanto, antes de realizar los ensayos de fatiga se deben determinar las propiedades mecánicas para cada laminado de estudio. De acuerdo a la norma ASTM D3039 [61] se establece que al menos 5 probetas (muestras) se deben utilizar para determinar las propiedades elásticas y la resistencia última de un material compuesto a través de un ensayo de tensión. Con respecto al número de probetas necesarias para las pruebas cíclicas, la norma ASTM D3479 [58] establece que al menos 6 probetas se deben utilizar para un tipo de prueba de exploración (Tabla 4.1), dado que el objetivo en el presente trabajo es el estudio del daño generado por cargas cíclicas no se requiere construir el diagrama resistencia–vida (S-N), por lo cual, se toma en cuenta la recomendación mínima de probetas necesarias para las pruebas cíclicas.

Por consiguiente, para cada laminado de estudio se requieren un total de por lo menos 11 probetas, ya que se utilizan cinco probetas para obtener las propiedades mecánicas a tensión y se requieren seis probetas para realizar el estudio del daño generado por las cargas cíclicas.

Tabla 4.1 Número de probetas requeridas para obtener el diagrama S-N de acuerdo a la norma ASTM D3479 [58].

Número de probetas requeridas para obtener el diagrama S-N	
Tipo de prueba	Número mínimo de probetas
<i>Preliminar y exploración</i>	6
<i>Pruebas de investigación y desarrollo de componentes y estructuras</i>	12
<i>Diseño de datos admisibles</i>	24
<i>Datos confiables</i>	24

#### 4.1.1.1.4 Diseño geométrico de las probetas

Las geometrías de las probetas para los ensayos de tensión (ASTM D3039 [61]) y fatiga (ASTM D3479 [58]) se determinan a través de las recomendaciones de la norma ASTM D3039 [61], en esta norma primero se establecen ciertos requisitos geométricos que deben tener las probetas de material compuesto (Tabla 4.2), posteriormente, en la misma norma se describen ciertas recomendaciones geométricas de las probetas que se han utilizado en diversos laboratorios y de las cuales se han obtenido modos de falla aceptables (Tabla 4.3). En el presente trabajo, se tiene como propósito estudiar el daño ocasionado por las cargas cíclicas en laminados multidireccionales, por lo tanto, en la Tabla 4.4 se muestran los datos geométricos seleccionados para la probeta rectangular de material compuesto de acuerdo a las recomendaciones de la norma ASTM D3039 [61] (Tabla 4.2 y Tabla 4.3); con respecto al espesor de la probeta, éste depende de diversos factores, tales como: materiales de la fibra y la matriz, arquitectura del laminado, fracción de volumen alcanzada por el método de manufactura, etc.

Tabla 4.2 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 los ensayos de tensión y fatiga	
Parámetro	Requisitos
<i>Forma</i>	De sección transversal rectangular constante
<i>Longitud mínima</i>	Sujeción + 2 veces el ancho + longitud de medición
<i>Ancho de la probeta</i>	El requerido
<i>Tolerancia del ancho de la probeta</i>	$\pm 1$ % del ancho
<i>Espesor de la probeta</i>	El requerido
<i>Tolerancia del espesor de la probeta</i>	$\pm 4$ % del espesor

Tabla 4.3 Recomendaciones para la geometría de la probeta de material compuesto de acuerdo a diversos laboratorios [61].

Recomendaciones para la geometría de la probeta de material compuesto de acuerdo a diversos laboratorios		
Orientación de la fibra	Ancho (mm)	Longitud total (mm)
<i>Unidireccional (0°)</i>	15	250
<i>Unidireccional (90°)</i>	25	175
<i>Balancedo y simétrico</i>	25	250
<i>Discontinua-aleatoria</i>	25	250

Tabla 4.4 Geometría seleccionada para la probeta de material compuesto que se utilizará en los ensayos de tensión y fatiga.

Geometría seleccionada para la probeta de material compuesto	
Longitud total	250 mm
Ancho	25 mm

#### 4.1.1.2 Diseño del material compuesto de acuerdo a las variables de estudio

El estudio paramétrico experimental permite analizar la influencia de las siguientes variables de estudio en la evolución del daño acumulado por la aplicación de cargas cíclicas, y así poder encontrar los criterios necesarios para minimizar la degradación del material compuesto y prolongar la vida a fatiga.

### 4.1.1.2.1 Arquitectura del laminado

La selección de la arquitectura del laminado para el estudio paramétrico experimental consiste en la elección de la orientación de las fibras y la secuencia de apilado. La orientación de las fibras depende de su dirección con respecto a la carga aplicada en el eje  $X$  (Figura 4.2), por lo tanto, el rango de orientación de las fibras ( $\theta$ ) en el sentido horario es de  $0^\circ \geq \theta \geq -90^\circ$ , y para el sentido antihorario es de  $90^\circ \geq \theta \geq 0^\circ$ . Por consiguiente, existen dos condiciones extremas para orientar las fibras en una lámina, las cuales son: cuando  $\theta = 0^\circ$ , lo cual indica que las fibras tienen la misma dirección que la carga aplicada; y cuando  $\theta = 90^\circ$ , lo cual indica que las fibras se encuentran de manera transversal a la carga aplicada. Uno de los mayores retos en una situación de diseño es la necesidad de laminados prácticos, los cuales generalmente se constituyen de capas orientadas en ángulos de  $0^\circ$ ,  $90^\circ$ , y  $\pm 45^\circ$ , sin embargo, también se pueden encontrar orientaciones con incrementos de  $15^\circ$  entre  $0^\circ$  y  $90^\circ$  [62].

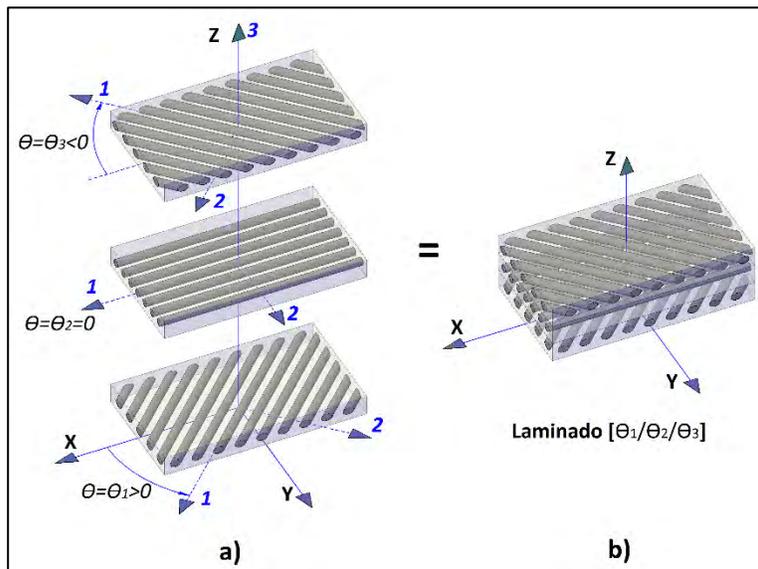


Figura 4.2 Nomenclatura de laminados con fibras largas: a) ángulo de orientación de las fibras en cada capa con respecto a la carga aplicada en el eje  $X$  y b) nomenclatura de la secuencia de apilado en un laminado.

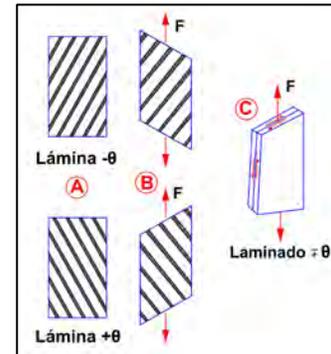


Figura 4.3 Deformación cortante en un laminado no-simétrico ( $\mp\theta$ ): a) lámina angular  $-\theta$  y  $+\theta$  sin algún tipo de carga aplicada, b) deformación cortante en cada lámina ocasionada por la aplicación de una carga axial y c) deformación cortante en un laminado no-simétrico ( $\mp\theta$ ) que se obtiene al unir las dos láminas angulares, y del cual se genera un esfuerzo interlaminar al aplicar una carga axial [63].

La secuencia de apilado permite combinar de diferentes maneras las mismas capas que constituyen un laminado, por ejemplo, el laminado  $[90/0/45]_T$  contiene tres láminas y al cambiar el orden de apilado se puede obtener la configuración  $[0/45/90]_T$ , por lo cual, este intercambio de láminas genera diferentes condiciones de esfuerzos interlaminares dentro del laminado. En una lámina angular al ser sometida a una carga axial se producen deformaciones cortantes, los cuales son ocasionados por la mayor rigidez de la fibra con respecto a la matriz. En la Figura 4.3 se muestra la lámina angular  $-\theta$  y  $+\theta$ , las cuales responden de forma distinta a la carga axial, al unirse las dos láminas para constituir el laminado no simétrico  $\mp\theta$  se obtiene un esfuerzo interlaminar que puede ser capaz de propiciar el inicio en una etapa temprana de la falla por delaminación, por lo tanto, se recomienda que la configuración de los laminados sean simétricos y balanceados [47] [63].

Por tales motivos, la elección de la arquitectura y de la cantidad de laminados de estudio se realiza a través de las siguientes condiciones:

- a) Mínima cantidad de láminas para crear un laminado balanceado y simétrico.
- b) Láminas a  $0^\circ$ , ya que la dirección de la carga aplicada es axial con respecto al laminado.

- c) Incrementos de 15° en las orientaciones de las fibras para cubrir un caso de diseño práctico.
- d) Se requieren de 11 probetas por cada configuración de laminado de estudio (sección 4.1.1.1.3).
- e) Número de configuraciones de laminados limitados por el costo de adquisición de los materiales que constituyen el compuesto y también por el costo económico de la manufactura seleccionada.

En la Tabla 4.5 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. Con respecto a la cantidad de probetas de cada lote se construirán 11 probetas, por ejemplo, para el lote B3 que corresponde al laminado  $[+45/-45/0]_s$  se fabricarán cinco probetas para el ensayo de tensión y seis probetas para el ensayo de fatiga, por consiguiente, sumando la cantidad de probetas de todos los lotes se obtiene un total de 99 probetas de estudio.

Tabla 4.5 Configuraciones de los laminados para el estudio paramétrico experimental.

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

#### 4.1.1.2.2 Selección de los materiales constituyentes

Para reducir las variables de estudio se seleccionó un solo tipo de material de fibra y de matriz polimérica. La fibra de carbono es uno de los refuerzos para materiales compuestos con mayor diversidad en aplicaciones desde su aparición en la década de 1960 como parte estructural de aeronaves. En la Figura 4.4 se muestra el incremento en el uso de la fibra de carbono en diversas aplicaciones en función de la reducción del precio de la fibra de carbono, este incremento se debe a los siguientes factores: mejora de las propiedades de la fibra de carbono, las cuales son determinadas por los procesos utilizados en su fabricación; y la reducción en el costo de producción de las fibras de carbono [64].

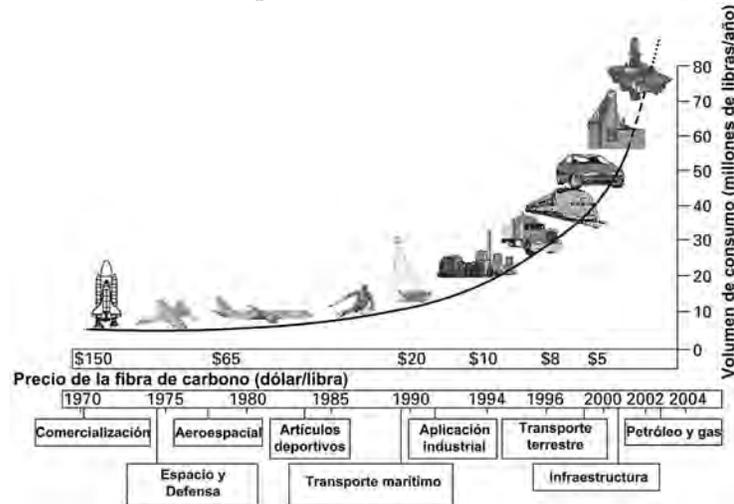


Figura 4.4 Incremento en el uso de la fibra de carbono en aplicaciones aeroespaciales y no-aeroespaciales en función de la reducción en el precio de la fibra de carbono [64].

La fibra de carbono se puede encontrar en diversas presentaciones textiles, tales como: tela tejida (*woven fabric*), tela uniaxial, etc. (sección 2.1.2); por lo tanto, para estudiar la influencia de la orientación de las fibras en cada capa dentro del laminado se utilizará la presentación uniaxial o unidireccional.

La empresa ACP composites suministra un material denominado “*Uni-Web unidirectional carbon fiber*”, el cual consiste en una tela no-tejido de fibras de carbono unidireccional. La configuración no-tejido hace referencia que utiliza una red fina de velo para que las fibras unidireccionales permanezcan en una configuración plana y recta dentro de la tela, además, esta red tiene la ventaja de evitar que las fibras cambien de posición o se amontonen durante su manejo y durante el proceso de manufactura del material compuesto en comparación con otros tipos de telas unidireccionales, tal como las telas unicosidas (uni-stitched fabrics) [65]. En la Tabla 4.6 se muestra una breve descripción de la tela “*Uni-Web unidirectional carbon fiber*” (en el Anexo A-1 se encuentra la hoja técnica completa) y en la Figura 4.5 se muestra una imagen de este material.

Tabla 4.6 Breve ficha técnica del material “4.7 oz. *Uni-Web unidirectional carbon fiber*” [65].

Propiedades físicas	
<b>Forma</b>	Tela no-tejido unidireccional.
<b>Densidad superficial</b>	4.8 +/- 5% oz/yd <sup>2</sup> (16.275 +/- 5% x10 <sup>-3</sup> g/cm <sup>2</sup> )
<b>Espesor</b>	0.01" +/- 0.002" (2.540 +/- 0.508 x10 <sup>-4</sup> m)
<b>Fibra</b>	12k fibra de carbono

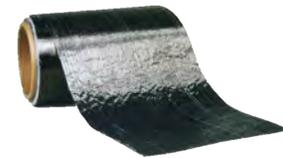


Figura 4.5 Rollo de tela del material “*Uni-Web unidirectional carbon fiber*” [65].

Con respecto al tipo de resina (matriz), la “*Uni-Web unidirectional carbon fiber*” es compatible con las resinas poliéster, viniléster y epoxi (Anexo A-1). Por lo tanto, la resina seleccionada es la poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00 (en el Anexo A-2 se muestra la hoja técnica del material), ya que la resina poliéster tiene un bajo costo en comparación con las otras resinas.

#### 4.1.1.2.3 Fracción de volumen de fibras

Las fibras largas con una orientación uniaxial o unidireccional pueden alcanzar un rango de fracción de volumen de fibras del 50 al 70% en un material compuesto (Figura 4.6), lo cual genera que esta configuración tenga mayores propiedades mecánicas (resistencia, elasticidad, etc.) en comparación con otras presentaciones de fibras, tales como: fibras cortas con orientación aleatoria, fibras largas con orientación aleatoria, telas tejidas, etc. [17]. En el presente trabajo, para reducir las variables de estudio se mantendrá dentro de un cierto rango el valor de la fracción de volumen de fibras de todos los laminados, sin embargo, este rango depende de los siguientes factores: tipo de material de los refuerzos y la matriz, presentación textil de las fibras, fracción de volumen de fibras que se puede alcanzar por el método de manufactura seleccionado, etc.

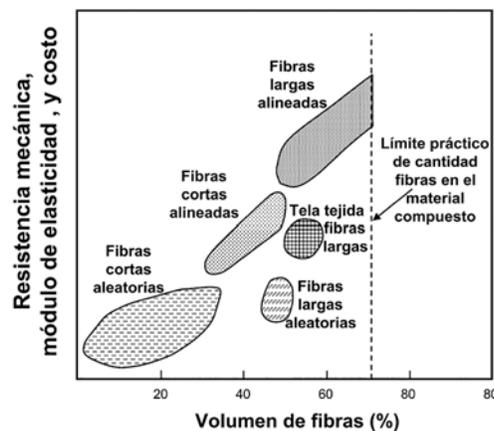


Figura 4.6 Influencia del tipo y cantidad de refuerzos en el desempeño de los materiales compuestos [17].

### 4.1.1.3 Resultados esperados del estudio paramétrico

Las configuraciones de laminados para el estudio paramétrico experimental son en total nueve (Tabla 4.7) y para cada configuración se requieren de 11 probetas, ya que se utilizan cinco probetas para obtener las propiedades mecánicas a tensión y se requieren seis probetas para realizar el estudio del daño generado por las cargas cíclicas (sección 4.1.1.1.3).

Tabla 4.7 Configuraciones de los laminados para el estudio paramétrico experimental.

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

De cada laminado, se espera obtener el comportamiento de la evolución del daño generado por las cargas cíclicas, por lo tanto, se utilizará el concepto de daño acumulado ( $D$ ) propuesto por Mao y Mahadevan [50] y el modelo fenomenológico para la predicción de la evolución del daño a fatiga de Shiri et al. [52] (sección 3.3). Por ejemplo, en la Figura 4.7 se muestra una representación de la gráfica general del daño acumulado ( $D$ ) en función de la vida a fatiga normalizada ( $n/N$ ) del laminado A1  $[0/+15/-15]_s$ .

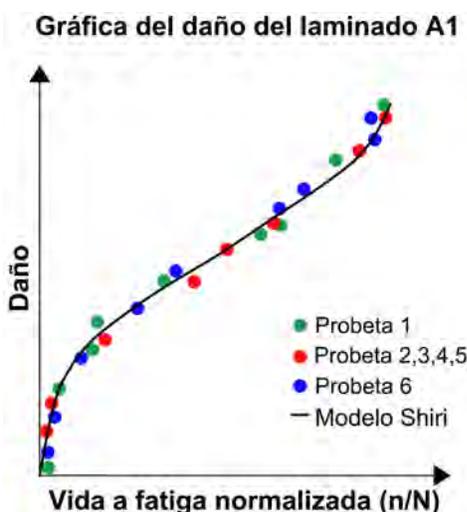


Figura 4.7 Representación de la evolución del daño en el laminado A1 a causa de las cargas cíclicas.

Posteriormente, se realiza el análisis de resultados entre laminados para determinar la influencia de las variables de estudio (orientación de las fibras, secuencia de apilamiento y fracción de volumen de fibras) en el comportamiento de la evolución del daño, con el propósito de encontrar los criterios necesarios para minimizar la degradación del material compuesto laminado sometido a cargas cíclicas y así prolongar la vida a fatiga.

Por ejemplo, en la Figura 4.8 se muestra una representación de la gráfica del daño acumulado ( $D$ ) de los laminados que pertenecen al apilamiento 1 (laminado A1, B1 y C1), de esta comparación se puede determinar la influencia de la orientación de las fibras en el comportamiento de la evolución del daño. De igual manera, en la Figura 4.9 se muestra una representación de la gráfica del daño acumulado de los laminados que pertenecen al lote A (laminado A1, A2 y A3), y del cual se puede determinar la influencia de la secuencia de apilamiento en el comportamiento de la evolución del daño.

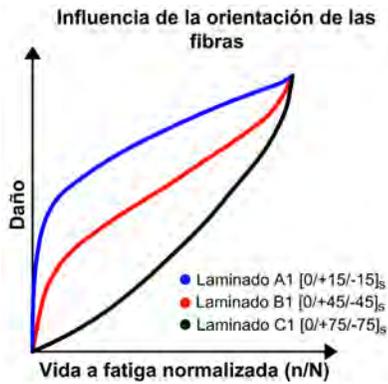


Figura 4.8 Representación de la influencia de la orientación de las fibras en la evolución del daño en el laminado A1, B1 y C1.

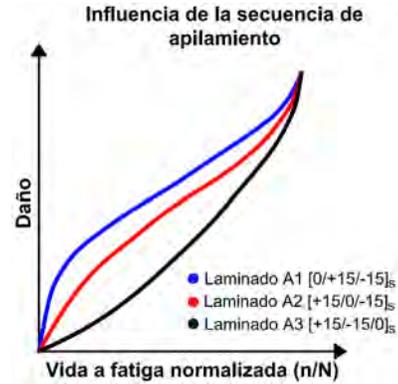


Figura 4.9 Representación de la influencia de la secuencia de apilamiento en la evolución del daño en el laminado A1, A2 y A3.

### 4.1.2 Manufactura de los laminados de estudio

Los métodos de manufactura para materiales compuestos laminados se pueden dividir en dos grupos: moldes abiertos y moldes cerrados (sección 2.1.5). En el presente trabajo se tuvo acceso a solo dos métodos de manufactura: aplicación manual e infusión de resina. Al comparar estos dos métodos de manufactura entre sí, el método de infusión de resina tiene la ventaja de mejorar la consistencia de las propiedades finales del laminado, ya que es menos dependiente de las variaciones generadas por la mano de obra [19].

#### 4.1.2.1 Método de infusión de resina

El método de manufactura por infusión de resina se desarrolló principalmente para la disminución de la emisión de estireno (el cual es dañino a la salud). Al comparar el método de infusión de resina con los otros métodos de manufactura se pueden destacar las siguientes ventajas: la infusión de resina es considerada una alternativa al método de manufactura por molde abierto, dado que puede reutilizar los moldes rígidos del molde abierto y así disminuir el costo de inversión; en el método de manufactura por transferencia de resina se ocupan grandes presiones para transferir la resina a las fibras, la infusión de resina no requiere de altas presiones [19].

En la Figura 4.10 se muestra el esquema de una configuración típica del método de infusión de resina, de forma general el método funciona a través de las siguientes etapas: primero, el laminado es aislado convirtiéndolo en un sistema cerrado del cual se realiza el vacío, la succión que se genera le da acceso a la resina a través de la manguera de entrada, y durante su paso impregna a las fibras hasta llegar a un punto de saturación de resina; posteriormente, la resina empieza salir del sistema y se dirige a través de la manguera de salida hacia la trampa de resina, lo cual indica que se puede concluir la infusión de resina a través del cierre de las válvulas de paso en las mangueras de entrada y salida [19].

Para que la resina pueda fluir dentro del sistema sometido a una presión de -1 atm se requieren de materiales auxiliares, tales como: la malla de distribución, la tela desplegable (*peel-ply*) y las líneas de arterias. Al observar la Figura 4.10, ambas superficies del laminado se encuentran en contacto con dos materiales distintos, es decir, la superficie inferior del laminado se coloca sobre la pieza inferior del molde y la superficie superior del laminado se encuentra en contacto con los materiales auxiliares, estas diferencias provocan dos acabados superficiales distintos en el estado final del laminado [66].

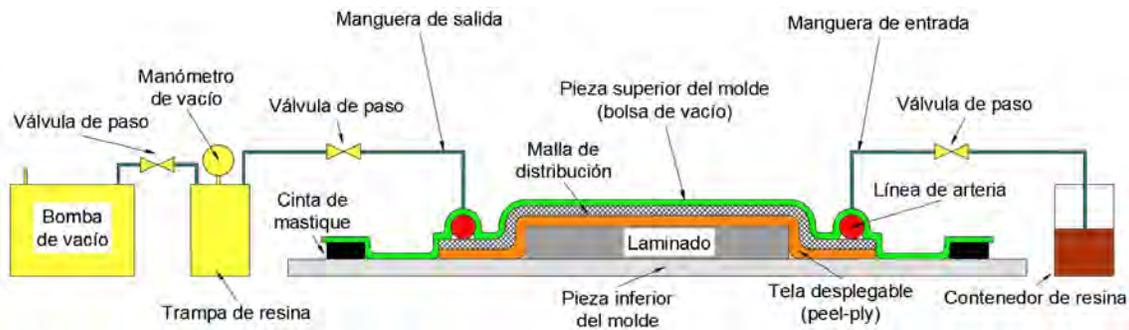


Figura 4.10 Esquema de funcionamiento del método de infusión de resina.

Por lo tanto, se propone una configuración distinta del método de infusión de resina con el propósito de obtener en ambas superficies del laminado el mismo tipo de acabado superficial, el arreglo propuesto es similar a una configuración típica del método de infusión de resina (Figura 4.10) sólo que entre la superficie inferior del laminado y la pieza inferior del molde se coloca una capa de tela desplegable (*peel-ply*), por consiguiente, esta configuración propuesta utiliza dos capas de *peel-ply*.

La capa de tela desplegable está diseñada para que los materiales auxiliares no se adhieran al laminado durante el curado de la resina, sin embargo, después de ser retirado el tejido desplegable del laminado se obtiene una superficie con cierta textura, la cual es limpia y libre de contaminantes; esta superficie se puede utilizar para un pegado secundario, relleno o aplicación de pintura y no suele requerir ninguna abrasión mecánica posteriormente para cumplir estos fines [19].

#### 4.1.2.2 Planeación para obtener las probetas de los laminados de estudio

Las nueve configuraciones de laminados de estudio (Tabla 4.8) se pueden clasificar en tres lotes (A, B y C), dado que en cada lote se comparte el mismo número de capas y orientación.

Tabla 4.8 Configuraciones de laminados para el estudio paramétrico experimental.

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

La fibra unidireccional “*Uni-Web unidirectional carbon fiber*” de la empresa ACP composites se distribuye a través de una presentación de rollo de tela (Anexo A-1) con un ancho de 12 pulgadas (30.48 cm). Cada configuración de laminado de estudio requiere de 6 capas de fibras, por lo cual, se propone realizar rectángulos de 30.48cm x 30cm y después apilar las capas según su orientación.

La cantidad de probetas que se pueden obtener de cada laminado está en función de las siguientes consideraciones (Figuras 4.11-4.13): la geometría de cada probeta, la cual es un rectángulo de 2.5cm x 25cm; el ancho de la tela unidireccional de 30.48 cm; y el espacio que se dispone entre cada probeta para la herramienta de corte, el cual puede ser menor o igual a 0.5cm. Al considerar los puntos anteriores se pueden obtener 9 probetas para cada laminado, sin embargo, las muestras de los extremos se consideran como *probetas no representativas del laminado* a causa de la falta de fibras en las esquinas de las probetas.

Por lo tanto, la cantidad de laminados que se deben construir aumenta de 9 a 18 para cubrir el mínimo de 11 probetas en cada laminado de estudio (sección 4.1.1.1.3). En la Tabla 4.9, se muestran los 18 laminados de las configuraciones de estudio, como se puede observar son 9 pares de laminados, por ejemplo, de la configuración A1  $[0/+15/-15]_s$  se requiere la fabricación de dos laminados (A1A y A1B) para cubrir el mínimo de 11 probetas.

Tabla 4.9 Número de laminados que se deben fabricar para cubrir el mínimo necesario de probetas para cada configuración de laminado de estudio.

Laminado	Configuración	Laminado	Configuración	Laminado	Configuración
A1A	$[0/+15/-15]_s$	B1A	$[0/+45/-45]_s$	C1A	$[0/+75/-75]_s$
A1B	$[0/+15/-15]_s$	B1B	$[0/+45/-45]_s$	C1B	$[0/+75/-75]_s$
A2A	$[+15/0/-15]_s$	B2A	$[+45/0/-45]_s$	C2A	$[+75/0/-75]_s$
A2B	$[+15/0/-15]_s$	B2B	$[+45/0/-45]_s$	C2B	$[+75/0/-75]_s$
A3A	$[+15/-15/0]_s$	B3A	$[+45/-45/0]_s$	C3A	$[+75/-75/0]_s$
A3B	$[+15/-15/0]_s$	B3B	$[+45/-45/0]_s$	C3B	$[+75/-75/0]_s$

En las Figuras 4.11-4.13 se muestran los esquemas de construcción de los laminados que pertenecen a cada lote A, B y C; las probetas que se pueden obtener de un laminado se clasifican en dos tipos: *probetas representativas del laminado*, las cuales contienen las capas completas de fibras de la configuración de estudio; y las *probetas no representativas del laminado*, las cuales no contienen las capas completas de fibras o presentan cualquier inconsistencia que no permita representar la configuración de estudio.

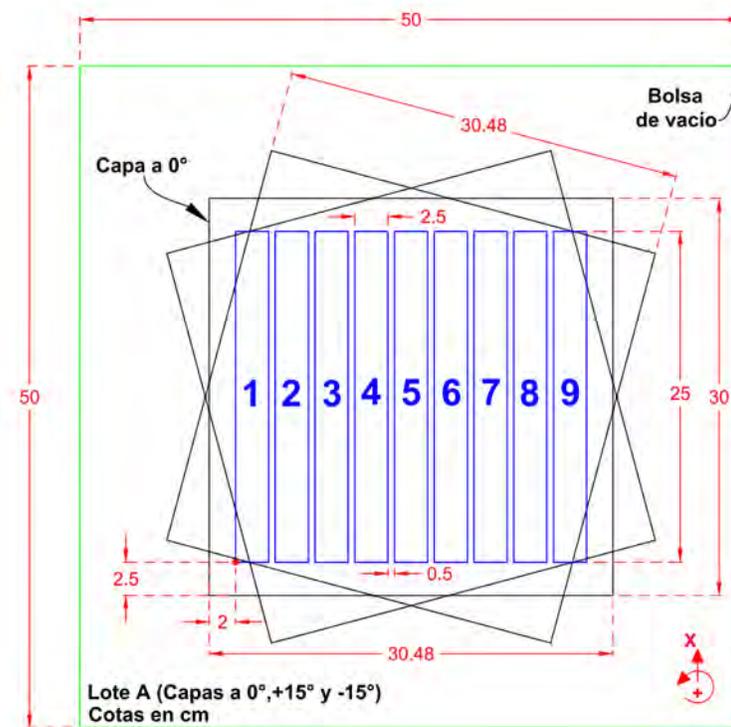


Figura 4.11 Esquema de construcción para cada laminado que forma parte del lote A.

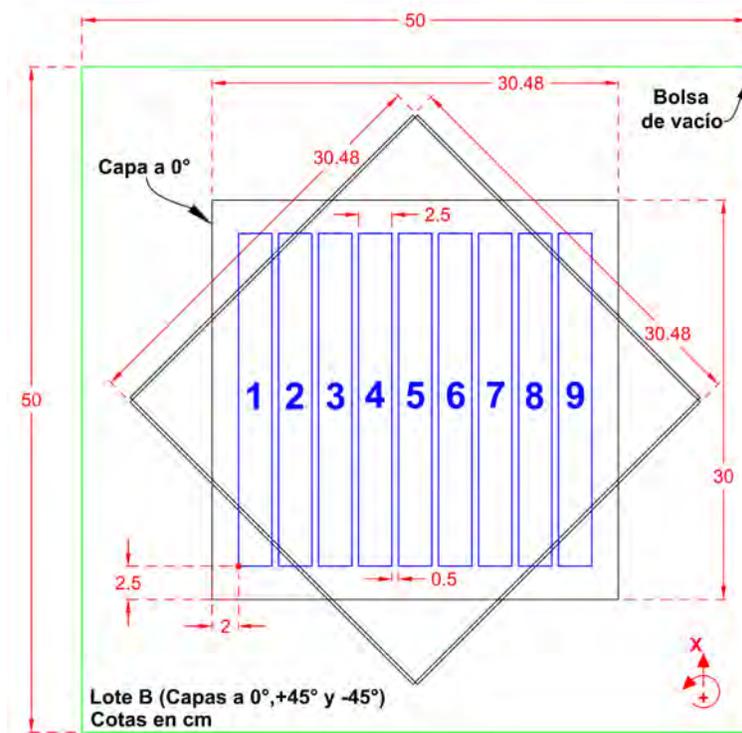


Figura 4.12 Esquema de construcción para cada laminado que forma parte del lote B.

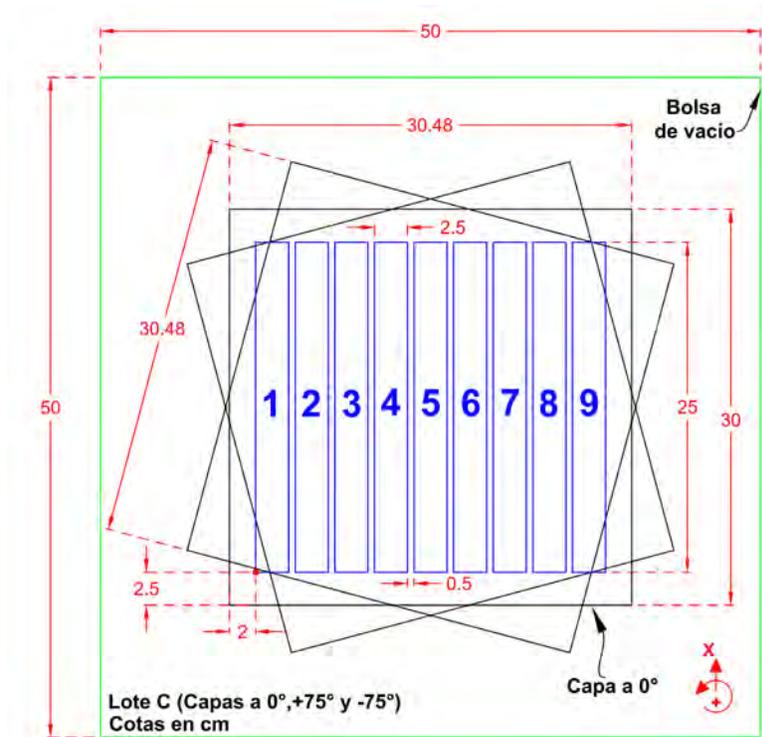


Figura 4.13 Esquema de construcción para cada laminado que forma parte del lote C.

### 4.1.3 Parámetros de la máquina de ensayos

Se deben establecer los parámetros de la máquina de ensayos para realizar las pruebas de tensión y cíclicas en materiales compuestos laminados.

#### 4.1.3.1 Pruebas de tensión

##### 4.1.3.1.1 Descripción de la máquina de ensayos

En las pruebas de tensión se utiliza la máquina de ensayos universales Shimadzu AG-X plus 100 kN (Figura 4.14a), la cual cuenta con la calibración acreditada por el grupo Mess Servicios Metrológicos (No. de certificado: MESS-CC-FZE-025/2015). La celda de carga (Figura 4.14b1) 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 [67]. Las probetas de los laminados de estudio tienen una forma plana, por lo tanto, es posible utilizar las mordazas de tipo cuña (Figura 4.14b3), ya que una de sus ventajas principales es el auto-ajuste generado por el principio de cuña al aplicar la carga de tensión, lo cual evita alguna tendencia de la probeta a deslizarse. La mordaza inferior se sujeta a la tabla-base de la máquina a través de una unión inferior (Figura 4.14b4) y la mordaza superior se sujeta a la celda de carga a través de una junta universal (Figura 4.14b2), esta junta permite mantener la posición vertical de la probeta durante el ensayo de tensión.



Figura 4.14 Se muestra en A) la máquina de ensayos universales AG-X plus 100 kN y en B) la configuración de la máquina-accesorios para realizar los ensayos de tensión.

### 4.1.3.1.2 Sujeción de las probetas

Las probetas de los laminados de estudio tienen una geometría de 2.5cm x 25cm (sección 4.1.1.1.4), de la longitud de la probeta se utilizan 10cm para la zona de la sujeción en las mordazas, es decir, 5cm para la zona de sujeción en la mordaza inferior y 5cm para la zona de sujeción en la mordaza superior. Se debe generar una fuerza de apriete horizontal inicial para sujetar la probeta en la mordaza superior e inferior, ambas mordazas utilizan una manivela para aplicar la fuerza de apriete inicial de forma manual (en la Figura 4.15a se muestra la mordaza superior). En la Figura 4.15b se muestran las dos placas dentadas que utiliza cada mordaza, las zonas dentadas permiten mejorar el desempeño de la zona de agarre; y en la Figura 4.15c se muestra desde otra perspectiva la placa dentada que incluye el patrón de alineación para la probeta. El principio de funcionamiento de la mordaza superior e inferior durante la prueba de tensión es a través de una cuña o plano inclinado, esto permite que el apriete horizontal inicial de las mordazas aumente en función de la magnitud de la carga aplicada, lo cual evita que se generen fuerzas verticales en la zona de agarre que puedan provocar el deslizamiento de la probeta.



Figura 4.15 Se muestra en A) la mordaza superior de tipo cuña, en B) se indican las dos placas dentadas que utilizan la mordaza superior e inferior y en C) se muestra la placa dentada con el patrón de alineación para la probeta.

### 4.1.3.1.3 Registro de la deformación

El registro de la deformación de la probeta durante el ensayo de tensión se realiza 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), el cual cuenta con la calibración acreditada por el grupo Mess Servicios Metrológicos® (No. de certificado: MESS-CC-FZE-025/2015).



*Figura 4.16 Se muestra al extensómetro axial Epsilon® 3542-050M-050-ST durante el ensayo a tensión de la probeta CIA2.*

#### **4.1.3.1.4 Velocidad del ensayo**

La velocidad del ensayo en una prueba de tensión debe ser seleccionada para que la falla de la probeta de material compuesto ocurra dentro de 1 a 10 minutos [61]. El parámetro de control seleccionado en el presente trabajo es la razón de desplazamiento del travesaño móvil de 2 mm/min de acuerdo a la norma ASTM D3039 [61].

### **4.1.3.2 Pruebas cíclicas**

#### **4.1.3.2.1 Descripción de la máquina de ensayos**

Para las pruebas cíclicas se utiliza de igual forma la máquina de ensayos universales Shimadzu AG-X plus 100 kN descrita en la sección 4.1.3.1.1, dado que las pruebas cíclicas son de tipo axial tensión-tensión ( $R=0.1$ ) se utilizan los mismos parámetros de la máquina-accesorios descritos en las secciones 4.1.3.1.2 – 4.1.3.1.3.

#### **4.1.3.2.2 Frecuencia de las cargas cíclicas**

La empresa Shimadzu recomienda que las pruebas cíclicas en la máquina de ensayos universales AG-X plus 100 kN se realicen con bajos valores en los siguientes parámetros [67]:

- Frecuencia: máximo 3 ciclos por minuto.
- Cantidad de ciclos: 1,000 ciclos continuos.

## 4.2 Pruebas y resultados

La etapa de pruebas y resultados (Figura 4.1) dentro del procedimiento experimental se constituye de los siguientes apartados: a) manufactura, en la cual se fabrican los laminados de estudio utilizando el método por infusión de resina, se obtienen las probetas de los laminados de estudio y se determina la fracción de volumen de fibras; b) ensayos de tensión, se realizan las pruebas de tensión y se determinan las propiedades mecánicas de los laminados de estudio; y c) ensayos de fatiga, en los cuales se obtienen los registros de la degradación del módulo de elasticidad en los laminados de estudio al ser sometidos a cargas cíclicas y se determinan las gráficas del daño acumulado de los laminados de estudio.

### 4.2.1 Manufactura

#### 4.2.1.1 Fabricación de los laminados de estudio

A continuación se describe el proceso general del método de infusión de resina para obtener los laminados de estudio, se utiliza como ejemplo el laminado A1A [0/+15/-15]<sub>S</sub>:

- Se requiere recortar los rectángulos de 30.48cm x 30cm de fibra unidireccional “*Uni-Web unidirectional carbon fiber*” (Figura 4.17), los cuales son las capas que constituyen el laminado de estudio.



Figura 4.17 Proceso de recorte de las capas de fibras del laminado de estudio.

- Se procede a determinar la cantidad de masa de las seis capas de fibras que constituyen el laminado de estudio, lo cual permite conocer posteriormente la fracción de volumen de las fibras en el compuesto, por lo tanto, se utilizó una balanza granataria (Figura 4.18).



Figura 4.18 Balanza granataria OHAUS®, precisión de 0.1 gramos.

- c) El método de infusión de resina es un proceso de manufactura del tipo *molde cerrado* por lo que requiere de dos piezas para cerrar el sistema, la pieza inferior puede ser rígida y la pieza superior es la bolsa de vacío. En la fabricación de los laminados de estudio se utilizan placas de vidrio a manera de la pieza inferior del molde cerrado. La superficie del área de trabajo en la placa de vidrio debe encontrarse libre de polvo antes aplicar la cera desmoldante, la cual evita que el laminado se adhiera al molde.
- d) Se recortan los cuadros de tela desplegable (*peel-ply*) de 40cm x 40cm. La tela desplegable permite retirar el exceso de resina y evita que el laminado se adhiera a las superficies del molde y a los materiales auxiliares. En la Figura 4.19 se muestra la primera tela desplegable sobre la pieza inferior (placa de vidrio) del molde.

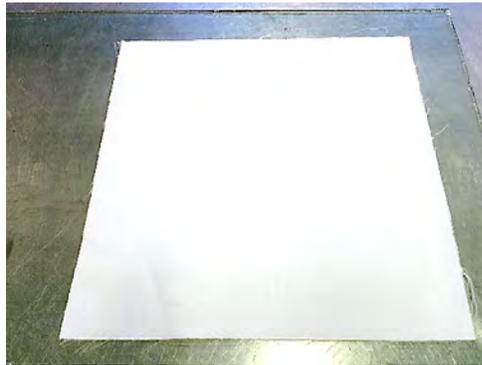


Figura 4.19 Tela desplegable (*peel-ply*) sobre la pieza inferior (placa de vidrio) del molde.

- e) Se utilizan dos medios para orientar las capas de fibras sobre la tela desplegable: el primero es un patrón a tamaño real del laminado y el segundo consiste en dibujar un sistema de referencias sobre la tela desplegable. En la Figura 4.20 se muestra el patrón a tamaño real utilizado para apilar las capas de fibras en el laminado A1A  $[0/+15/-15]_s$ .

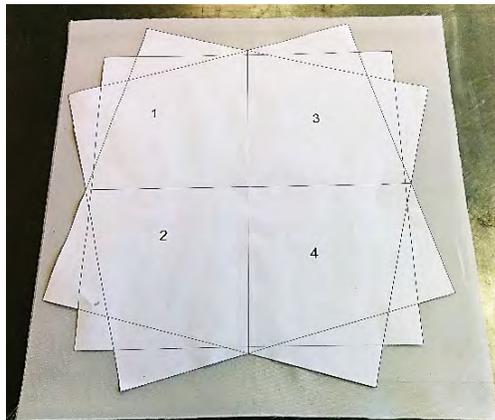


Figura 4.20 Patrón de referencia a tamaño real para la orientación de las capas del laminado A1A  $[0/+15/-15]_s$ .

- f) En la Figura 4.21 se muestran las capas de fibras orientadas de acuerdo al laminado A1A  $[0/+15/-15]_s$ . Se utilizan pequeñas partes de cinta adhesiva para mantener la posición de cada capa de fibras.

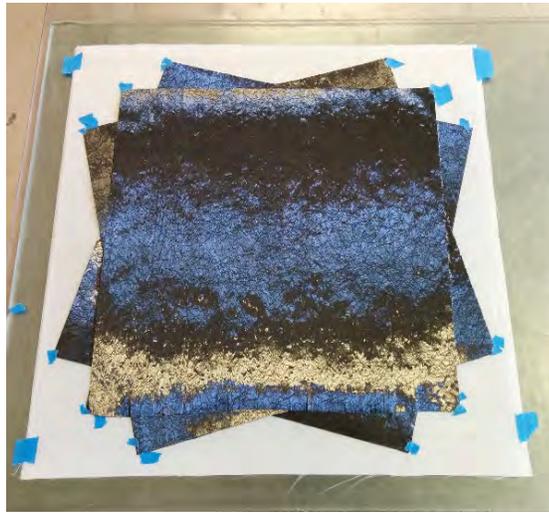


Figura 4.21 Capas de fibras orientadas de acuerdo al laminado A1A [0/+15/-15]s.

- g) Después, se coloca sobre las capas de fibras la segunda tela desplegable, lo que permite disponer las dos líneas de arterias con sus respectivos conectores, una línea se asigna como alimentación de resina y la otra es la línea de salida (Figura 4.22). Las líneas de arterias son mangueras de polipropileno con cortes en espiral, esta configuración permite que la resina pueda entrar o salir a través de toda la longitud de la línea de arteria.

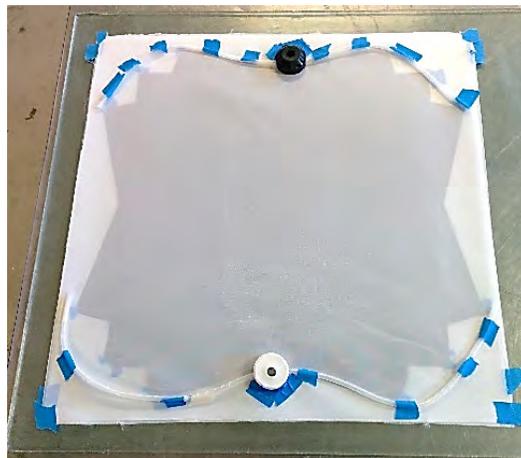


Figura 4.22 Después de colocar la segunda tela desplegable se ubican las dos líneas de arterias con sus respectivos conectores.

- h) Posteriormente, se coloca la malla de distribución (aprox. 43cm x 43cm), la cual permite que la resina se distribuya uniformemente sobre el laminado. Antes de cerrar el sistema, se requiere colocar la cinta de mastique alrededor del laminado en un contorno de aproximadamente 50cm x 50cm (Figura 4.23), lo cual permite adherir la bolsa de vacío (pieza superior del molde) con la placa de vidrio (pieza inferior del molde).



Figura 4.23 Antes de cerrar el sistema se coloca la malla de distribución y se dispone un contorno de cinta de masticaje para adherir la bolsa de vacío con la placa de vidrio.

- i) Se realiza una prueba de vacío al sistema para verificar que no se presenten fugas, el sistema debe mantener la presión de -1 atm durante aproximadamente 15 minutos (Figura 4.24).

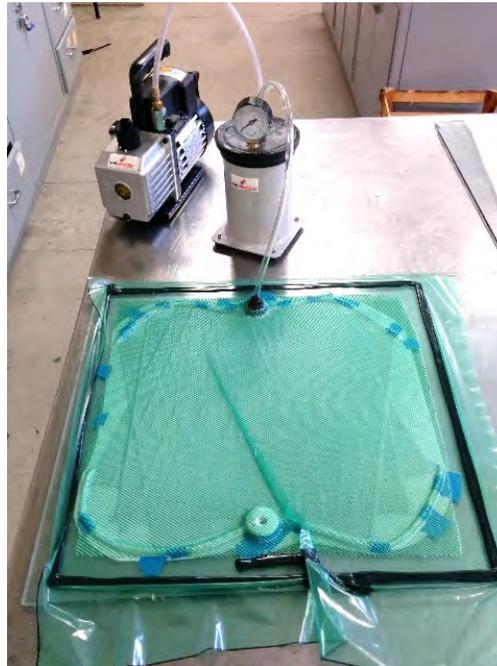


Figura 4.24 Prueba de vacío al sistema para verificar que no se presenten fugas.

- j) El sistema se encuentra configurado para realizar la infusión de resina, por lo tanto, se procede a la medición de las proporciones necesarias de endurecedor y resina Polylite® 31424-00 (Figura 4.25). La hoja técnica de la resina Polylite® 31424-00 (Anexo A-2) describe la proporción de mezcla con el endurecedor Norox 925, sin embargo, a causa de la falta de disponibilidad de este endurecedor se utilizó el endurecedor Butanox M-50. Por consiguiente, se realizó la caracterización de la mezcla Polylite® 31424-00 + Butanox M-50 (Anexo A-3), de la cual se obtiene un tiempo de trabajo de aprox. 22 minutos, en este rango se asegura que la mezcla (resina y endurecedor) se encuentra en estado líquido y es posible realizar la infusión de la mezcla adecuadamente.



Figura 4.25 Medición de la proporción requerida de resina Polylite® 31424-00.

- k) Se procede a iniciar el proceso de infusión de la mezcla (resina-endurecedor), el sistema y la mezcla se encuentran sometidos a temperatura ambiente. En la Figura 4.26 se aprecia la manguera de entrada (A) y la manguera de salida (B) del sistema, las cuales sirven de referencia para comprender el proceso. Primero, se enciende la bomba de vacío y mientras sucede esto se mantiene cerrada la manguera de entrada (A) para que ocurra el proceso de vacío; una vez asegurado el sistema se introduce la manguera de entrada (A) en el recipiente que contiene la mezcla y se abre el paso a la manguera para darle acceso a la mezcla; cuando el laminado llega al punto de saturación de mezcla empieza a fluir por la manguera de salida (B) el excedente, tal manguera se conecta a la trampa de resina y no permite que la mezcla pase directo a la bomba de vacío; por último, antes de terminarse la mezcla en el recipiente se cierra el sistema para que no succione aire.

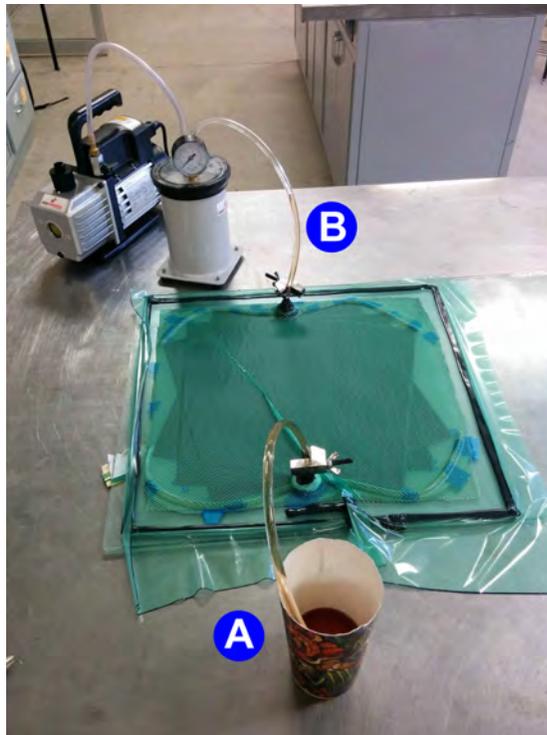


Figura 4.26 Etapa final de la infusión de la mezcla (resina-endurecedor), se muestra la manguera de entrada (A) y la manguera de salida (B) del sistema.

- 1) Después de 24 horas de curado se retiran los materiales-accesorios de apoyo del proceso de infusión y se obtiene el laminado en su estado final (Figura 4.27).



Figura 4.27 Laminado A1A [0/+15/-15]s en su estado final, en el cual se indica la dirección de entrada y salida de la resina.

#### 4.2.1.1.1 Obtención de las probetas de los laminados de estudio

Las probetas de los laminados de estudio se obtuvieron a través de la fresadora multiusos KNUTH MF1V. Para el caso del laminado A1A [0/+15/-15]<sub>s</sub> se utilizó un cortador vertical de 4mm de carburo de tungsteno de 2 gavilanes, a una velocidad de trabajo de aprox. 1400 rpm. En la sección 4.1.2.2 se mencionó que se espera obtener 9 probetas de cada laminado, sin embargo, como se observa en la Figura 4.28 es posible obtener más de nueve probetas de un laminado, lo cual se puede lograr a través de las siguientes condiciones: al utilizar un cortador de menor tamaño al de 5mm y mover el punto de inicio de corte hacia el borde del laminado.



Figura 4.28 Se muestran las probetas 10 probetas (A1A1-A1A10) que se obtuvieron del laminado A1A [0/+15/-15]s.

### 4.2.1.2 Reducción en la cantidad de laminados de estudio.

En la sección 4.1.2.2 se definieron los 18 laminados para el estudio del daño generado por las cargas cíclicas. A causa de ciertos eventos en el proceso de manufactura que se muestran en la Tabla 4.10, se presentó una reducción en la cantidad de laminados de estudio, a continuación se describen estos eventos:

- A) El laminado C3A y C3B no se fabricaron a causa de la falta de disponibilidad de la tela unidireccional de fibra de carbono.
- B) El laminado A1A, A1B y A2A fueron los primeros en ser fabricados, sin embargo, estos laminados resultaron defectuosos por una anomalía que se generó durante el proceso de infusión de la resina, la cual ocasionó la falta de impregnación de resina en ciertas capas de fibras.
- C) En la fabricación de los laminados posteriores, se realizaron diversas modificaciones al método de infusión de resina con el objetivo de mejorar la permeabilidad de las capas de fibras.
- D) El laminado C1B y B2A se fabricaron de forma inadecuada al utilizar una variación al método de infusión de resina.
- E) A causa de las diversas variaciones al método de infusión de resina se utilizó una considerable cantidad de resina poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00, por lo cual, el laminado C2A y C2B no se fabricaron con este tipo de resina.

Tabla 4.10 Eventos que ocasionaron la reducción de la cantidad de laminados de estudio.

Laminados			Eventos				
			Laminados no fabricados		Laminados fabricados		
			Material		Manufactura		
			Cantidad de fibras	Cantidad de resina	Anomalía descubierta	Modificación adecuada	Modificación inadecuada
1	A1A	[0/+15/-15]s			B		
2	A1B	[0/+15/-15]s					
3	A2A	[+15/0/-15]s					
4	A2B	[+15/0/-15]s				C	
5	A3A	[+15/-15/0]s					
6	A3B	[+15/-15/0]s					
7	B1A	[0/+45/-45]s					
8	B1B	[0/+45/-45]s					
9	B2A	[+45/0/-45]s					D
10	B2B	[+45/0/-45]s				C	
11	B3A	[+45/-45/0]s					
12	B3B	[+45/-45/0]s					
13	C1A	[0/+75/-75]s					
14	C1B	[0/+75/-75]s					D
15	C2A	[+75/0/-75]s		E			
16	C2B	[+75/0/-75]s					
17	C3A	[+75/-75/0]s	A				
18	C3B	[+75/-75/0]s					

### 4.2.1.3 Anomalía de fabricación en los laminados de estudio

Como se mencionó en la sección anterior, después de la fabricación del laminado A1A, A1B y A2A se observó una anomalía en los laminados, como ejemplo, se muestra en la Figura 4.29 lo sucedido en el laminado A2A: después de retirar los materiales auxiliares del estado final del laminado, en la parte superior del laminado se muestra una buena impregnación de resina, sin embargo, en ciertos lugares se observan partes brillosas, las cuales son partes de la red de vinil que mantiene a las fibras unidireccionales en su presentación textil; en contraste, en la parte inferior del laminado se observa una zona central brillante que indica la falta de impregnación de resina en las fibras.

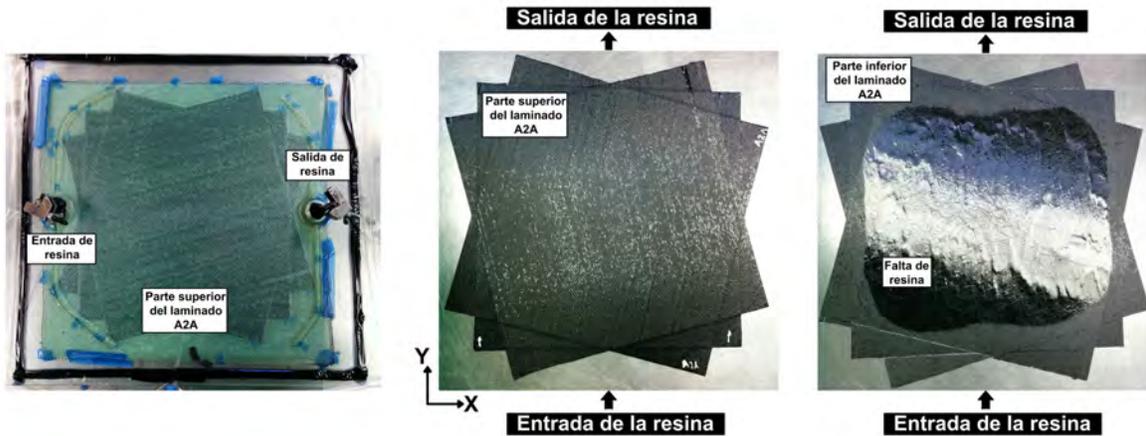


Figura 4.29 Anomalía de fabricación en el laminado A2A.

El proceso de infusión utilizado para la fabricación de los laminados de estudio se utilizó con resultados exitosos por Alcludía *et al.* [68] y al comparar con las condiciones del presente trabajo se pueden identificar algunas fuentes de la anomalía en la fabricación de los laminados de estudio:

- Presentación textil de la fibra: en el proceso de infusión de resina cuando se somete el sistema (capas de fibras y materiales auxiliares) a la presión de vacío, el espacio existente entre las fibras se reduce a causa de la compresibilidad y la relajación de las fibras. Cuando se utilizan las presentaciones textiles de fibra dispersa y tela bidireccional en materiales compuestos laminados, no se presenta alguna anomalía similar de falta de impregnación de resina en las fibras [68]. Sin embargo, en el presente trabajo al someter la presentación textil de tela unidireccional a la presión de vacío se reduce considerablemente el espacio entre las fibras, lo cual dificulta el flujo de la resina.
- Distribución interna de la resina: Dentro de los materiales auxiliares que se utilizan para realizar el proceso de infusión de resina, se encuentran los que permiten mejorar el flujo y la distribución interna de la resina en el sistema, una forma de controlar el flujo de resina es a través de los espacios generados por los diferentes patrones y espesores de la malla de distribución, por otro lado, la distribución interna de la resina se puede controlar a través de diferentes arreglos de las líneas de entrada y salida de la resina.

Por lo tanto, para la fabricación de los laminados de estudio restantes se realizaron diversas modificaciones al método de infusión de resina con el propósito de evitar la falta de impregnación de resina en las fibras.

### 4.2.1.3.1 Aplicación manual de la resina entre la pieza inferior del molde y la tela desplegable

La primera modificación al método de infusión de resina utiliza la misma configuración y materiales auxiliares descritos en la sección 4.2.1.2, sin embargo, la variación consiste en aplicar de forma manual una capa de la mezcla (resina-endurecedor) entre la pieza inferior del molde y la primera tela desplegable (*peel-ply*), con esta modificación se busca que la parte inferior del laminado se encuentre preimpregnada antes de iniciar el proceso de infusión.

El laminado A2B y A3A se fabricaron utilizando la modificación descrita en esta sección. En la Figura 4.30 se muestra la superficie superior e inferior del laminado A2B en su estado final, se aprecia una mejora de la impregnación de resina en la superficie inferior del laminado, sin embargo, en esta modificación al proceso de manufactura la fracción de volumen de fibras resultante depende de la cantidad de resina que se aplica entre la pieza inferior del molde y la primera tela desplegable.

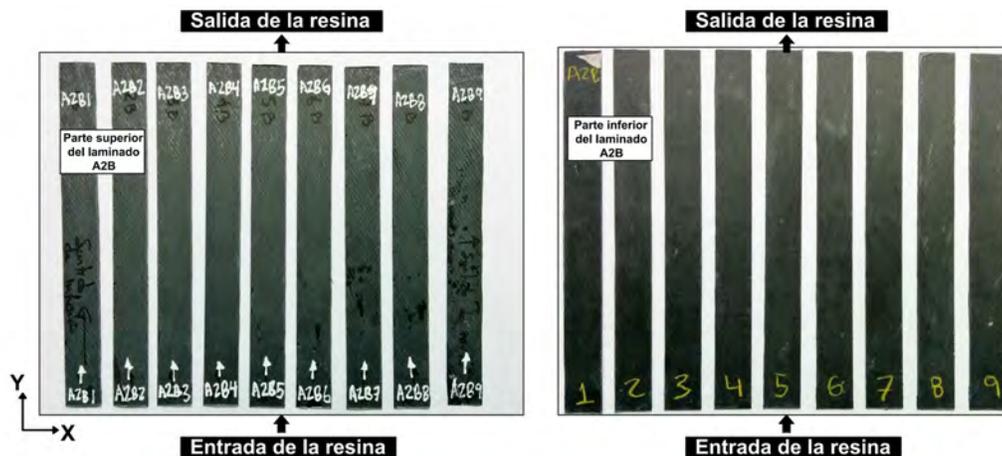


Figura 4.30 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado A2B en su estado final.

Después de obtener las probetas del laminado A2B se clasifican de acuerdo al laminado que pertenecen, lo cual permite extraer y comparar datos acerca de la geometría final de cada probeta y además determinar la fracción de volumen de fibras del laminado (Anexo B-2). En la Figura 4.31 se presenta la gráfica tridimensional de la variación del espesor en el laminado A2B con un espesor promedio de  $1.484 \pm 0.147 \text{ mm}$  y del cual se pueden observar los siguientes aspectos: la probeta A2B9 situada en el extremo derecho del laminado es la que tiene menor espesor al ser comparada con las otras probetas del laminado, lo cual se debe a que esta muestra es una *probeta no representativa del laminado* ya que posee capas incompletas de fibras por localizarse en el extremo del laminado (Anexo B-2); también, existe una mayor concentración de la resina alrededor de la zona de salida ocasionado por el tipo de combinación de cierre del sistema, es decir, en este laminado primero se cerró la alimentación de la resina por la manguera de entrada y posteriormente se cerró la manguera de salida de la resina, por lo tanto, durante este periodo de transición la resina se acomodó hacia la línea de succión generando una mayor acumulación de resina en esta zona. En el Anexo B-3 se muestran las fotografías y los resultados de la manufactura del laminado A3A.

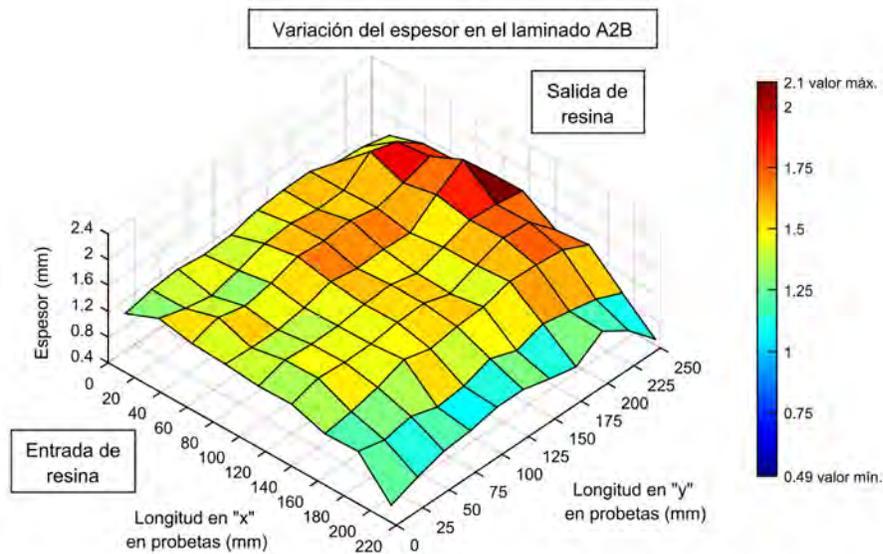


Figura 4.31 Gráfica de la variación del espesor en el laminado A2B.

#### 4.2.1.3.2 Aplicación manual de la resina entre cada capa de fibras

Se aplica de forma manual la resina entre cada capa de fibras con el propósito de mejorar la impregnación de resina, es decir, en el proceso desarrollado en la sección 4.2.1.1 se modifica la etapa de apilado de las capas de fibras: primero, se coloca la primera tela desplegable sobre la pieza inferior del molde y se aplica resina; posteriormente, se coloca cada capa de fibras de acuerdo a la secuencia de apilado y se aplica resina entre cada capa; después, se coloca la segunda tela desplegable y de igual forma se aplica resina; por último, se cierra el sistema con la bolsa de vacío sin colocar la malla de distribución y se realiza la extracción del excedente de resina con la bomba de vacío (Figura 4.32). En este método la fracción de volumen de fibras resultante depende de los siguientes factores: cantidad de resina aplicada entre cada capa de fibras y del efecto de la pieza superior flexible (bolsa de vacío) del molde, ya que al no contar el molde con una pieza superior rígida, la pieza superior flexible sólo es capaz de extraer cierta cantidad de excedente de resina.

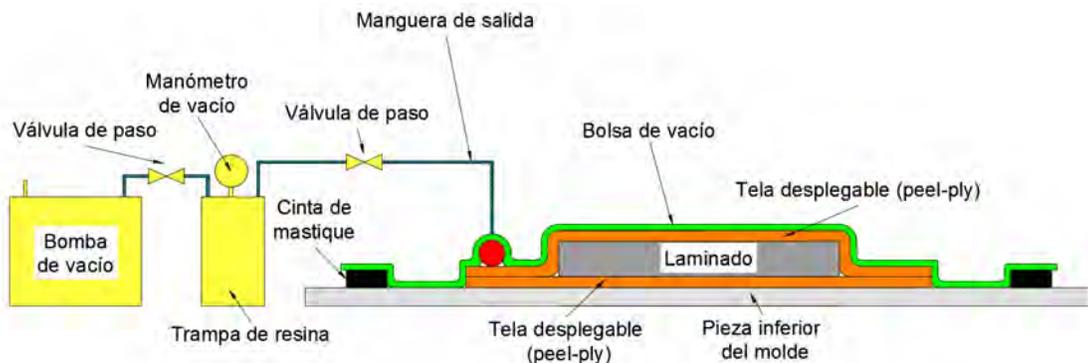


Figura 4.32 Esquema de la configuración de la variación del método de infusión de resina a través de la aplicación manual la resina entre cada capa de fibras.

El laminado C1A y B1A se realizaron utilizando el proceso de manufactura descrito en esta sección. En la Figura 4.33 se muestra el estado final del laminado C1A, se puede apreciar que en la superficie superior e inferior del laminado existe una mejora considerable en la impregnación de resina, sin embargo, en la superficie superior del laminado existen zonas irregulares de distribución de resina, las cuales demuestran el efecto de la pieza superior flexible (bolsa de vacío) del molde en el método de infusión de resina mencionado anteriormente.

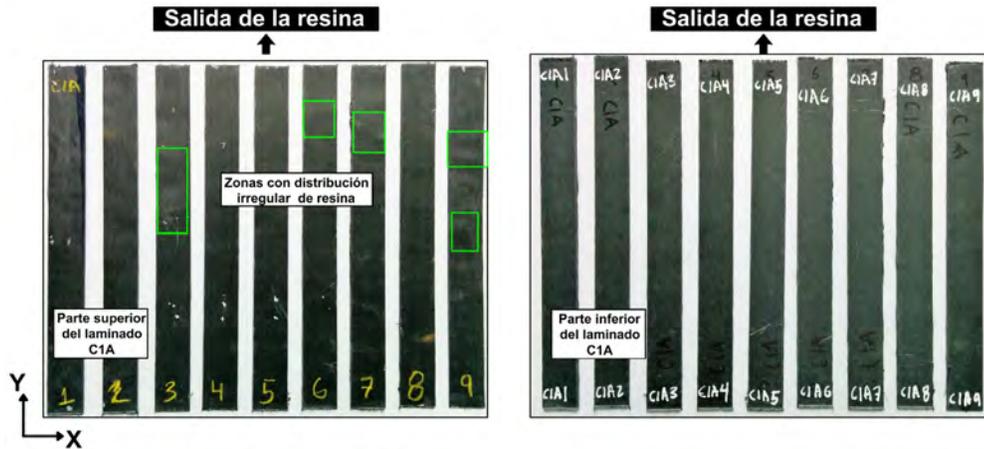


Figura 4.33 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado C1A en su estado final.

En la Figura 4.34 se presenta la gráfica tridimensional de la variación del espesor en el laminado C1A con un espesor promedio de  $1.771 \pm 0.049 \text{ mm}$  y del cual se pueden observar los siguientes aspectos: las probetas C1A1 y C1A9 situadas cada una en los extremos izquierdo y derecho del laminado son las que poseen menores espesores al ser comparadas con las otras probetas, lo cual se debe a que estas muestras son *probetas no representativas del laminado* (Anexo B-10); también, existe una mayor concentración de resina alrededor de la zona de salida a causa de la transición la resina hacia la línea de succión. En el Anexo B-5 se muestran las fotografías y los resultados de la manufactura del B1A.

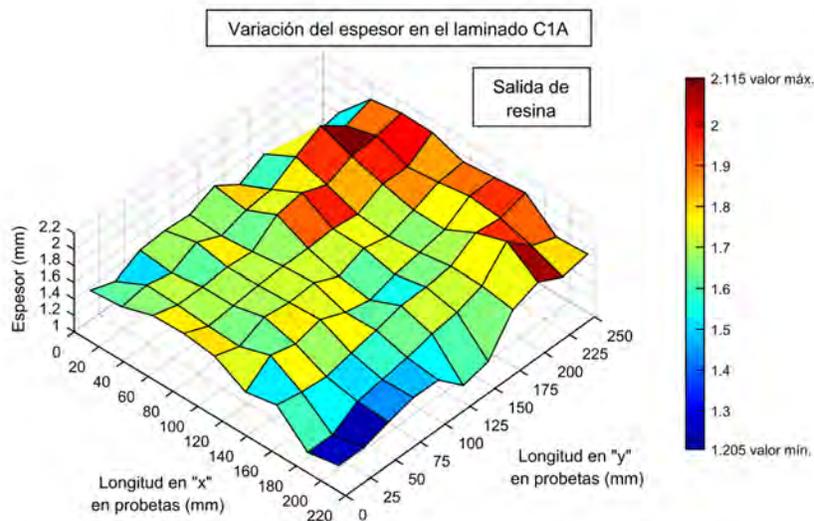


Figura 4.34 Gráfica de la variación del espesor en el laminado C1A.

### 4.2.1.3.3 Regulación del flujo de resina a través de la línea de entrada

En esta variación al método de infusión de resina se aplica el proceso desarrollado en la sección 4.2.1.1, sin embargo, la variación se presenta a través de la estrangulación de la manguera de entrada en la etapa de infusión de la resina, lo cual tiene como propósito disminuir el flujo de la resina y así mejorar la permeabilidad de las capas de fibras, ya que la resina tendrá un mayor tiempo de duración dentro del sistema para distribuirse de forma completa en el laminado. En la Figura 4.35 se muestra el estado final del laminado A3B fabricado con esta variación al método de infusión de resina, se aprecia que se redujo considerablemente la falta de impregnación de resina comparado con el laminado A2A (sección 4.2.1.3), no obstante, aún se presentan zonas con falta de resina en la superficie inferior del laminado A3B.

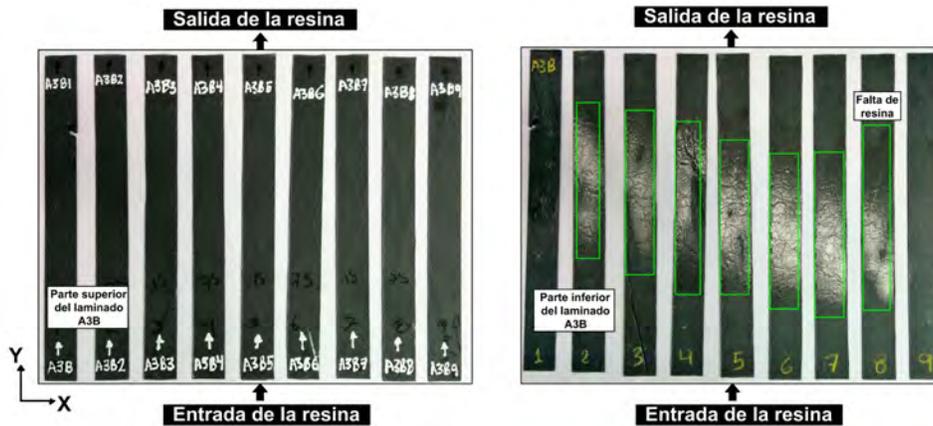


Figura 4.35 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado A3B en su estado final.

En la Figura 4.36 se presenta la gráfica tridimensional de la variación del espesor en el laminado A3B con un espesor promedio de  $1.140 \pm 0.040 \text{ mm}$  y del cual se pueden observar los siguientes aspectos: la probeta A3B1 situada en el extremo izquierdo del laminado es la que tiene menor espesor al ser comparada con las otras probetas, lo cual se debe a que esta muestra es una *probeta no representativa del laminado* (Anexo B-4).

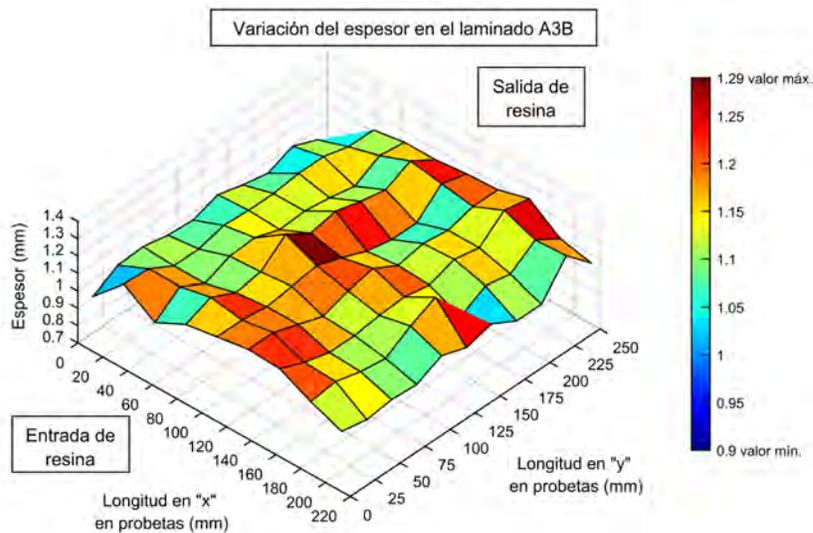


Figura 4.36 Gráfica de la variación del espesor en el laminado A3B.

#### 4.2.1.3.4 Regulación del flujo de resina al retirar la malla de distribución

La variación al método de infusión propuesta en esta sección tiene el objetivo de ser menos dependiente de las variaciones generadas por la mano de obra. En la presente variación al método de infusión de resina se aplica el proceso desarrollado en la sección 4.2.1.1, sin embargo, no se introduce la malla de distribución de resina al cerrar el sistema, lo cual permite que el flujo de resina disminuya y se mejore la permeabilidad de las capas de fibras. Es importante recordar que se tiene un rango de trabajo para realizar la infusión de la resina limitado por el tiempo de gelificación de la resina (Anexo A-3).

El laminado B1B, B2B y B3A se fabricaron utilizando el proceso de fabricación descrito en esta sección. En la Figura 4.37 se muestra la superficie superior e inferior del laminado B2B en su estado final: en la superficie superior se observan ciertas partes con falta de impregnación de resina, además, en la zona de entrada de la resina se generó un excedente de resina ocasionado por la diferencia de presiones y el flujo lento de la resina; en la superficie inferior se observan de igual forma ciertas partes con falta de impregnación de resina.

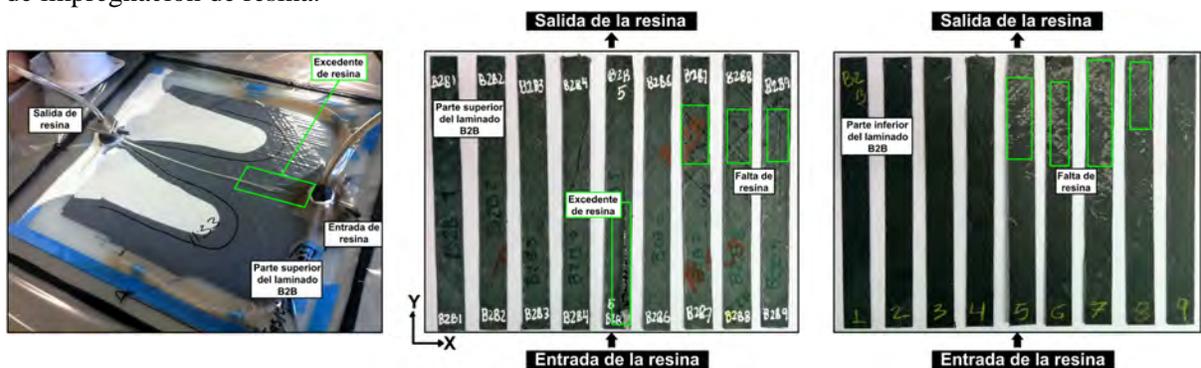


Figura 4.37 Fotografías del proceso de infusión en el laminado B2B y de la superficie superior e inferior del laminado en su estado final.

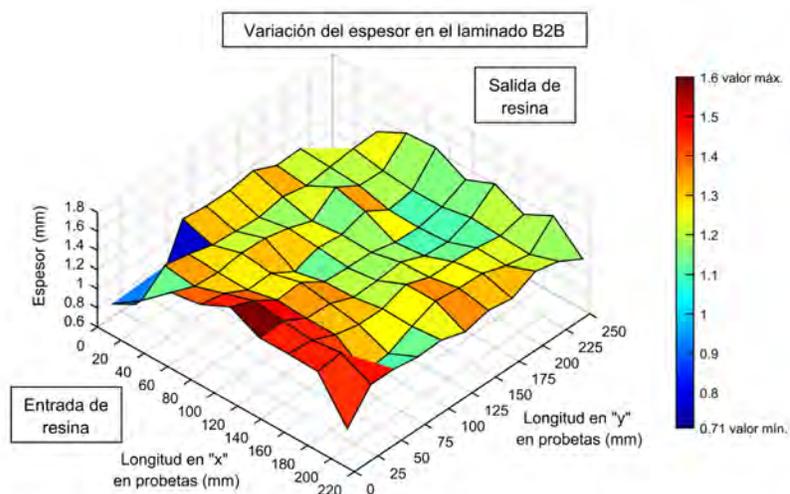


Figura 4.38 Gráfica de la variación del espesor en el laminado B2B.

En la Figura 4.38 se presenta la gráfica tridimensional de la variación del espesor en el laminado B2B con un espesor promedio de  $1.267 \pm 0.270 \text{ mm}$  y del cual se pueden observar los siguientes aspectos: la probeta B2B1 situada en el extremo del laminado tiene menor espesor al ser comparada con las otras

probetas, lo cual se debe a que esta muestra es una *probeta no representativa del laminado*; la muestra B2B5 contiene la mayor parte del excedente de resina generado en la entrada de la resina, por lo cual esta muestra es considerada como una *probeta no representativa del laminado* (Anexo B-7). En el Anexo B-6 y Anexo B-8 se muestran las fotografías y los resultados de la manufactura de los laminados B1B y B3A, respectivamente.

#### 4.2.1.3.5 Modificación de la distribución interna de la resina

La distribución interna de la resina durante el proceso de infusión se puede controlar a través de diferentes arreglos de las líneas de arterias y de las líneas de entrada y salida de la resina. En las variaciones al método de infusión de resina descritas en las secciones anteriores el sentido del flujo de la resina es lineal, es decir, en un extremo del laminado entra la resina y por el otro extremo es la salida de la resina. La modificación propuesta en esta sección (Figura 4.39) consiste en colocar la salida de la resina en el centro del laminado, por lo cual la resina entra a través de dos extremos opuestos del laminado, además, la línea de arteria se coloca alrededor de todo el laminado para que la resina se distribuya uniformemente.

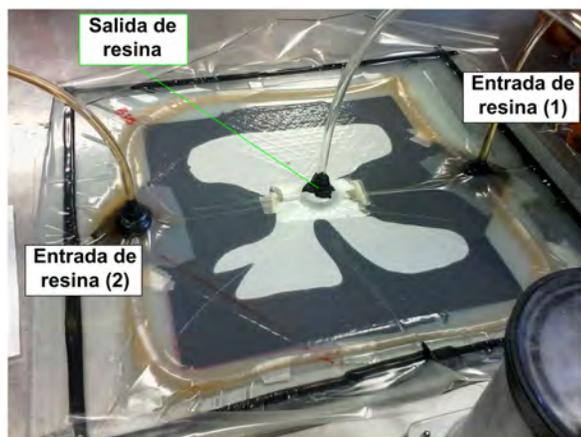


Figura 4.39 Distribución interna central de la resina aplicado en la fabricación del laminado B3B.

El objetivo de la distribución interna central de la resina es mejorar la permeabilidad de las capas de fibras en la zona central del laminado. En la Figura 4.40 se muestra la superficie superior e inferior del laminado B3B fabricado con esta variación al método de infusión de resina, en la superficie superior se observa una mejora en la impregnación de la resina y en la superficie inferior del laminado no se muestran zonas con falta de resina, sin embargo, se puede apreciar en la parte inferior del laminado la red de vinil que mantiene a las fibras unidireccionales en su presentación textil. Además, durante el proceso de obtención de las probetas del laminado B3B se generaron ciertos desprendimientos de la capa superior e inferior del laminado, estos daños son un indicio de un alto valor en la fracción de volumen de fibras resultante en el laminado.

En la Figura 4.41 se presenta la gráfica tridimensional de la variación del espesor en el laminado B3B con un espesor promedio de  $1.106 \pm 0.052 \text{ mm}$  y del cual se pueden observar los siguientes aspectos (Anexo B-9): las probetas B3B1 y B3B10 situadas en los extremos del laminado tienen menores espesores al ser comparadas con las otras probetas, lo cual se debe a que estas muestras son *probetas no representativas del laminado*; la muestra B3B4 tiene un desprendimiento de la capa superior del

laminado por lo cual es considerada como una *probeta no representativa del laminado*; se generó una mayor concentración de resina en la zona central a causa de colocar la salida de la resina en el centro del laminado, lo cual afectó a las probetas B3B5 y B3B6 por lo cual son consideradas *probetas no representativas del laminado*.

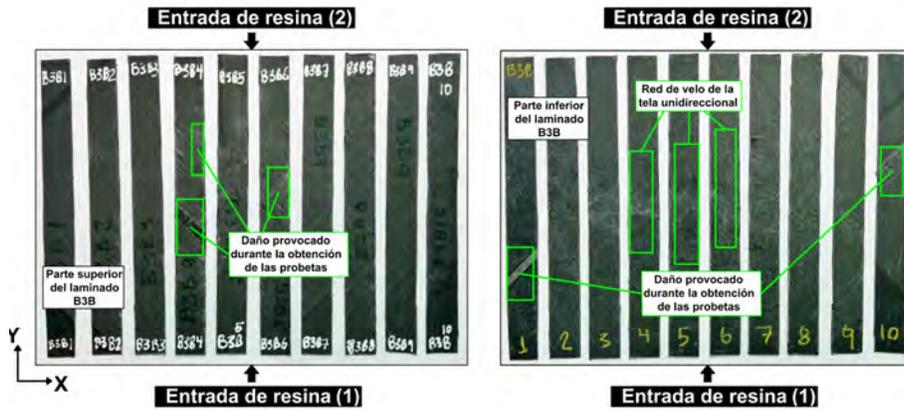


Figura 4.40 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado B3B en su estado final.

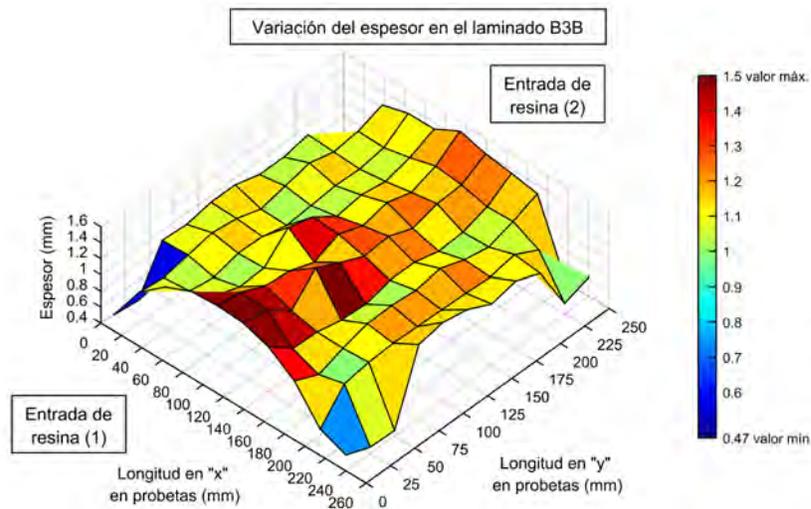


Figura 4.41 Gráfica de la variación del espesor en el laminado B3B.

La modificación del método de infusión de resina propuesta en esta sección es una mejora en la variación al proceso de infusión que se utilizó para la fabricación de los laminados B2A y C1B, de los cuales no se obtuvieron buenos resultados de impregnación de resina en las capas de fibras.

#### 4.2.1.4 Variación de la fracción de volumen de fibras en los laminados de estudio

La fracción de volumen de fibras de cada laminado de estudio (Anexo B) se determinó a través del procedimiento descrito en el Anexo B-1. En la Tabla 4.11 se muestran las fracciones de volumen de fibras de los 9 laminados de estudio que se fabricaron, cada laminado se constituye de seis capas de

fibras de tela unidireccional, sin embargo, se presenta una variación de resultados al comparar los valores de fracción de volumen de fibras de los laminados fabricados, esta variación se puede asociar a las modificaciones realizadas al método de infusión de resina.

Tabla 4.11 Fracción de volumen de fibras en los laminados de estudio fabricados.

Laminados			Fracción de volumen de fibras ( $v_f$ )	
			Promedio	Desviación estándar
1	A2B	[+15/0/-15]s	0.439	0.024
2	A3A	[+15/-15/0]s	0.510	0.040
3	A3B	[+15/-15/0]s	0.533	0.022
4	B1A	[0/+45/-45]s	0.392	0.021
5	B1B	[0/+45/-45]s	0.590	0.026
6	B2B	[+45/0/-45]s	0.503	0.033
7	B3A	[+45/-45/0]s	0.590	0.020
8	B3B	[+45/-45/0]s	0.578	0.026
9	C1A	[0/+75/-75]s	0.327	0.014

En la Figura 4.42 se muestra la relación existente entre el valor de la fracción de volumen de fibras en los laminados de estudio y las modificaciones al método de manufactura por infusión de resina. Al comparar la información que se presenta en la Tabla 4.11 y la Figura 4.42 se pueden determinar los siguientes comportamientos:

- a) La aplicación manual de la resina entre cada capa de fibras es la variación al método de infusión de resina que genera la menor fracción de volumen de fibras resultante con un rango del 0.327-0.392, lo cual es ocasionado por la cantidad de resina aplicada entre cada capa de fibras y de la presencia de la pieza superior flexible (bolsa de vacío) del molde.
- b) La disminución del flujo de resina a través de las siguientes variaciones al método de infusión de resina: regulación de la línea de entrada, modificación de la distribución interna de la resina y al retirar la malla de distribución, generaron los mayores valores en las fracciones de volumen de fibras con un rango del 0.503-590.
- c) El laminado B1B, B2B y B3A se fabricaron a través de la regulación de flujo de resina al retirar la malla de distribución, sin embargo, el laminado B2B tiene un valor de fracción de volumen de fibras menor en comparación al laminado B1B y B3A, ya que durante la fabricación del laminado B2B surgió la anomalía de exceso de resina en la zona de entrada de la resina; no obstante, en los laminados B1B y B3A se solucionó esta anomalía.
- d) Al comparar los laminados B1B y B3A fabricados por la regulación del flujo de resina al retirar la malla de distribución y el laminado B3B fabricado por la modificación a la distribución interna de la resina se obtiene un rango de 0.578-0.590 en la fracción de volumen de fibras resultante.

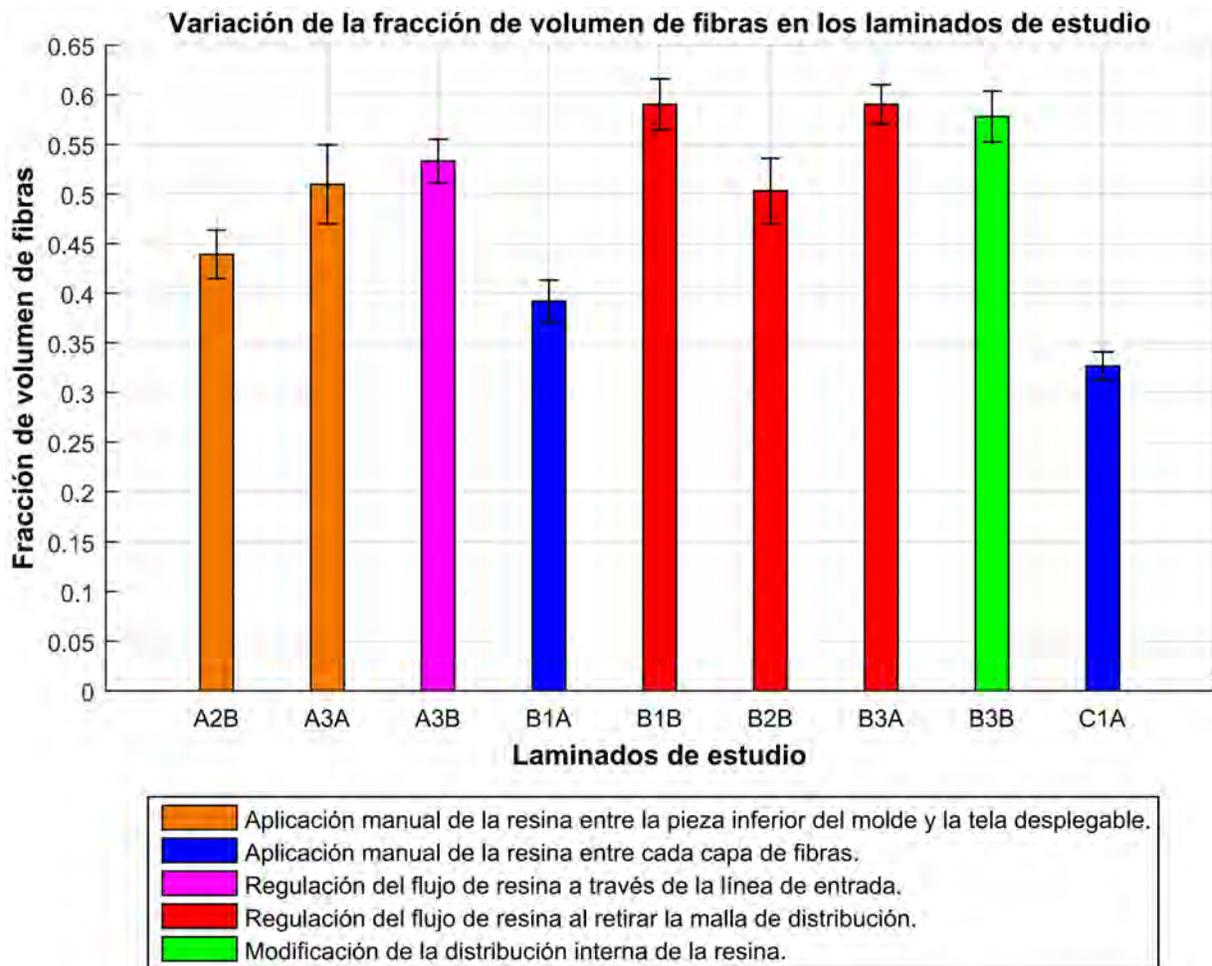


Figura 4.42 Relación existente entre el valor de la fracción de volumen de fibras en los laminados de estudio y las modificaciones al método de manufactura por infusión de resina.

#### 4.2.1.5 Reducción en la cantidad de probetas para el estudio del daño

En la sección 4.1.2.2 se determinó que para cada laminado de estudio se deben fabricar dos laminados similares, por ejemplo, de la configuración A1 [0/+15/-15]<sub>s</sub>, se planteó la fabricación de los laminados A1A y A1B con el propósito de combinar las muestras entre ambos laminados y así obtener el número mínimo de 11 probetas; no obstante, a causa de la reducción en la cantidad de laminados fabricados (sección 4.2.1.2) se redujo la cantidad de probetas para cada laminado.

En la Tabla 4.12 se muestran los 9 laminados de estudio fabricados, de los cuales solo existen 3 pares de laminados de estudio (A3, B1 y B3) y 3 laminados individuales (A2, B2 y C1), sin embargo, la fracción de volumen de fibras es distinta entre cada laminado, ya que durante la fabricación de los laminados se realizaron variaciones al método de infusión de resina, por lo cual, cada laminado se debe estudiar de manera individual, es decir, no se combinan probetas entre los laminados pares para realizar el estudio del daño del presente trabajo.

Tabla 4.12 Numero de probetas destinadas para los ensayos de tensión y de fatiga de los laminados de estudio fabricados.

Laminados			Probetas obtenidas	Probetas representativas	Probetas para tensión	Probetas para fatiga	Exploración
4	A2B	[+15/0/-15]s	9	8	4	4	tensión-fatiga
5	A3A	[+15/-15/0]s	10	9	3	6	fatiga
6	A3B	[+15/-15/0]s	9	8	4	4	tensión
7	B1A	[0/+45/-45]s	7	6	3	3	
8	B1B	[0/+45/-45]s	10	6	3	3	
10	B2B	[+45/0/-45]s	9	7	3	4	fatiga
11	B3A	[+45/-45/0]s	8	7	3	4	
12	B3B	[+45/-45/0]s	10	5	3	2	
13	C1A	[0/+75/-75]s	9	6	3	3	
<b>Total</b>			<b>81</b>	<b>62</b>	<b>29</b>	<b>33</b>	

La cantidad mínima de 11 probetas en cada laminado de estudio (sección 4.1.2.2) no se puede cubrir con sólo un laminado fabricado, por lo tanto, del número de probetas representativas que se pueden obtener de un laminado de estudio aproximadamente el 50% se destinaron a las pruebas de tensión y el otro 50% para las pruebas de fatiga (Tabla 4.12), de acuerdo a las siguientes restricciones:

- a) Para las pruebas de tensión se destinan por lo menos 3 probetas de cada laminado.
- b) En los laminados con una mayor cantidad de probetas representativas un cierto número de probetas se utilizan para la exploración de las pruebas de tensión y fatiga, con el propósito de establecer los parámetros y configuraciones para realizar las pruebas de material compuesto en la máquina de ensayos (Anexo C y Anexo D).

## 4.2.2 Ensayos de tensión

### 4.2.2.1 Alineación vertical inicial de las probetas

En las probetas de los laminados de estudio se presentó el comportamiento de desalineación vertical antes de realizar los ensayos de tensión, el cual sucede a causa de los siguientes factores: la existencia de la junta universal que sujeta a la mordaza superior (sección 4.1.3.1.2), la cual tiene como propósito que la carga se aplique de forma axial en la probeta; y por un efecto de pandeo en las probetas provocado por el propio peso del extensómetro. En la Figura 4.43 se muestra la configuración de ensayo de la probeta A3B3 previamente y durante la prueba de tensión, en la Figura 4.43a se observa la desalineación vertical presente antes de realizar el ensayo de tensión y en la Figura 4.43b se muestra la alineación vertical de la probeta durante el ensayo de tensión.

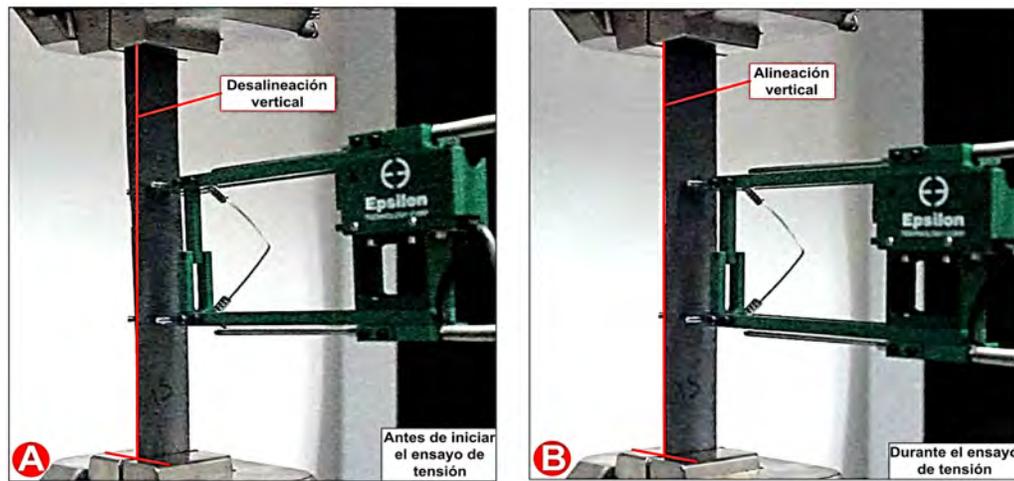


Figura 4.43 A) Desalineación vertical de la probeta A3B3 antes de realizar el ensayo de tensión; B) Alineación vertical de la probeta A3B3 durante el ensayo de tensión.

En la probeta A3B3 se obtiene la alineación vertical aproximadamente a los 5 segundos del inicio de la prueba de tensión, para detectar este comportamiento se ocuparon los siguientes medios: registros de la fuerza-deformación de la probeta y una grabación de video. En la Figura 4.44 se muestra la gráfica fuerza-desplazamiento (registro del desplazamiento del travesaño transversal de la máquina de ensayos) para la alineación vertical de la probeta A3B3 y en la Figura 4.45 se presenta la gráfica fuerza-desplazamiento (registro del extensómetro) para la alineación vertical de la misma probeta.

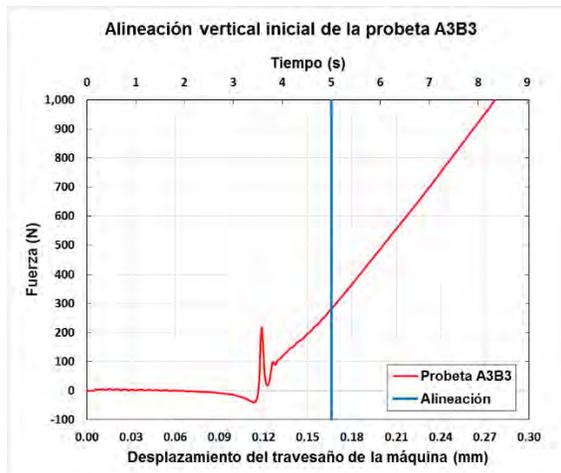


Figura 4.44 Gráfica fuerza-desplazamiento (registro del desplazamiento del travesaño transversal de la máquina de ensayos) de la probeta A3B3.

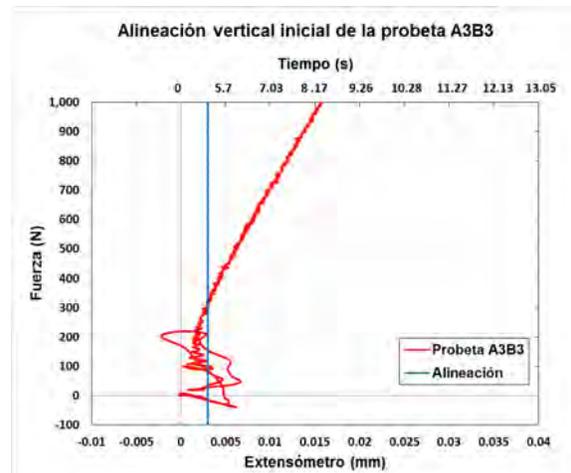


Figura 4.45 Gráfica fuerza-desplazamiento (registro del extensómetro) de la probeta A3B3.

En la Tabla 4.13 se muestran las diferencias en las propiedades mecánicas de la probeta A3B3 al ser determinadas considerando y no considerando la alineación vertical inicial durante la prueba de tensión. En cada probeta de los laminados de estudio se realizó la corrección de la alineación vertical inicial con el propósito de obtener una mejor caracterización de las propiedades mecánicas (Anexo C).

Tabla 4.13 Influencia al considerar o no considerar la alineación vertical inicial de la probeta A3B3 en las propiedades mecánicas.

	Propiedades mecánicas de la probeta A3B3			
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)
Sin considerar la alineación vertical inicial de la probeta	630.081	39.358	2.214	91.223
Considerando la alineación vertical inicial de la probeta	620.151	44.773	2.106	91.557

#### 4.2.2.2 Propiedades mecánicas de los laminados de estudio

##### 4.2.2.2.1 Resistencia última a tensión

El concepto de falla última de un material compuesto laminado involucra no sólo una definición de tal falla, es decir, puede involucrar las siguientes definiciones: falla de todas las capas, nivel de deformación prescrito, falla de las capas principales que soportan la carga (capas a 0°), etc. [69]; por lo tanto, se utilizará la definición más ampliamente empleada, la cual considera que la falla última del laminado sucede cuando se alcanza el nivel de carga máxima que puede soportar.

De acuerdo a la norma ASTM D3039 [61] para determinar la resistencia última de un material compuesto laminado se utiliza la siguiente ecuación:

$$\sigma_u = F_u / A_p \quad (4.1)$$

donde el  $\sigma_u$  es la resistencia última de la probeta (n),  $F_u$  es el nivel de carga máxima que soporta la probeta (n) y  $A_p$  es el área transversal promedio de la zona calibrada de la probeta (n). Las probetas tienen una longitud total de 25cm de acuerdo a la norma ASTM D3039 [61], sin embargo, la longitud efectiva para registrar la deformación se reduce a causa de la zona de sujeción superior e inferior que ocupan las mordazas de la máquina de ensayos (sección 4.1.3.1.2), por lo cual, la sección libre de la zona de sujeción de una probeta se conoce como la zona calibrada. En la Tabla 4.14 se muestra la resistencia última de cada laminado de estudio fabricado y en el Anexo C se presentan los valores de las resistencias últimas y los modos de falla de las probetas que pertenecen a cada laminado.

Tabla 4.14 Resistencia última de los laminados de estudio considerando la alineación vertical de cada probeta.

Laminados			<sup>(a)</sup> Resistencia última de los laminados de estudio	
			Promedio (MPa)	Desviación estándar (MPa)
1	A2B	[+15/0/-15]s	431.960	13.012
2	A3A	[+15/-15/0]s	507.120	9.167
3	A3B	[+15/-15/0]s	683.808	54.868
4	B1A	[0/+45/-45]s	470.539	15.475
5	B1B	[0/+45/-45]s	346.617	9.120
6	B2B	[+45/0/-45]s	639.251	40.225
7	B3A	[+45/-45/0]s	695.316	41.117
8	B3B	[+45/-45/0]s	672.033	28.479
9	CIA	[0/+75/-75]s	353.265	35.845

<sup>(a)</sup> Considerando la alineación vertical de cada probeta.

#### 4.2.2.2.2 Módulo de elasticidad longitudinal

El módulo de elasticidad se determina a través de la pendiente de la cuerda que se traza entre dos puntos específicos en la curva esfuerzo-deformación (norma ASTM D3039 [61]), por lo cual se utiliza la siguiente ecuación:

$$E = \Delta\sigma / \Delta\varepsilon \quad (4.2)$$

donde para una probeta (n),  $E$  es el módulo de elasticidad longitudinal,  $\Delta\sigma$  es la diferencia en el esfuerzo de tensión aplicado entre los dos puntos de deformación seleccionados y  $\Delta\varepsilon$  es la diferencia entre los dos puntos de deformación seleccionados. De acuerdo a la norma ASTM D3039 [61] el rango de deformación para determinar el módulo de elasticidad tiene como punto inicial  $1000\mu\varepsilon$  (0.1% de elongación) y como punto final  $3000\mu\varepsilon$  (0.3% de elongación).

En la Tabla 4.15 se muestra el módulo de elasticidad longitudinal de cada laminado de estudio fabricado y en el Anexo C se presentan los valores del módulo de elasticidad de cada probeta que pertenece a cada laminado. El módulo de elasticidad longitudinal es calculado a través de dos medios: a) el seguimiento del desplazamiento del travesaño móvil de la máquina de ensayos, por lo cual se indica con un subíndice (m) y b) el registro del extensómetro axial y se indica con un subíndice (e). Las diferencias que existen entre los valores de los módulos de elasticidad del  $E_m$  y  $E_e$  determinados a través de una prueba de tensión se pueden asociar a los siguientes factores: a) posibles desplazamientos en la zona de sujeción de las probetas causados por la incrustación de las placas dentadas de las mordazas (sección 4.1.3.1.2); b) diferentes longitudes calibradas, es decir, para el extensómetro axial la longitud calibrada para calcular la deformación unitaria ( $\varepsilon$ ) es de 50mm (sección 4.1.3.1.3), sin embargo, con el seguimiento del desplazamiento del travesaño la longitud calibrada es idealmente la sección libre de la zona de sujeción de las mordazas.

Tabla 4.15 Módulo de elasticidad longitudinal de los laminados de estudio considerando la alineación vertical de cada probeta.

Laminados			<sup>(a)</sup> Módulo de elasticidad longitudinal de los laminados de estudio			
			$E_m$		$E_e$	
			Promedio (GPa)	Desviación estándar (GPa)	Promedio (GPa)	Desviación estándar (GPa)
<b>1</b>	<b>A2B</b>	[+15/0/-15]s	<b>31.512</b>	1.076	--	--
<b>2</b>	<b>A3A</b>	[+15/-15/0]s	<b>42.208</b>	1.744	<b>81.612</b>	2.414
<b>3</b>	<b>A3B</b>	[+15/-15/0]s	<b>44.741</b>	0.714	<b>87.900</b>	2.595
<b>4</b>	<b>B1A</b>	[0/+45/-45]s	<b>17.965</b>	0.139	<b>31.339</b>	3.615
<b>5</b>	<b>B1B</b>	[0/+45/-45]s	<b>19.350</b>	2.104	<b>34.085</b>	4.026
<b>6</b>	<b>B2B</b>	[+45/0/-45]s	<b>22.926</b>	0.721	<b>36.694</b>	1.989
<b>7</b>	<b>B3A</b>	[+45/-45/0]s	<b>24.630</b>	1.17	<b>41.202</b>	0.800
<b>8</b>	<b>B3B</b>	[+45/-45/0]s	<b>23.427</b>	0.858	<b>38.416</b>	1.069
<b>9</b>	<b>C1A</b>	[0/+75/-75]s	<b>15.492</b>	0.222	<b>24.999</b>	1.834

<sup>(a)</sup>Considerando la alineación vertical de cada probeta.

Al obtener dos registros de la deformación de una probeta durante el ensayo de tensión (sección 4.1.3.1.3), es decir, un registro a través del seguimiento del desplazamiento del travesaño móvil de la máquina de ensayos “m” y otro por medio de un extensómetro axial “e”, se pueden generar dos curvas de esfuerzo-elongación para cada probeta, por ejemplo, en la Figura 4.46 se aprecian las curvas esfuerzo-elongación de las probetas que pertenecen al laminado B3A, además, se indica el rango de deformación establecido por la norma ASTM D3039 [61] para determinar el módulo de elasticidad longitudinal.

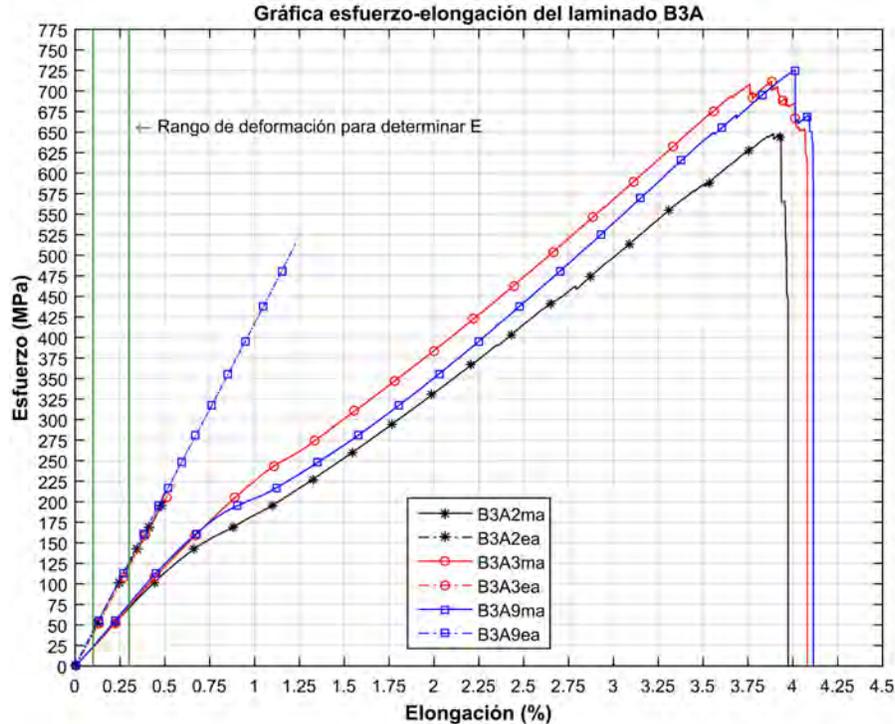


Figura 4.46 Gráfica esfuerzo-elongación del laminado B3A considerando la alineación vertical inicial “a” de cada probeta, donde “m” indica el registro de la elongación a través de la máquina de ensayos y “e” indica el registro de la elongación a través del extensómetro.

Al comparar las dos curvas de esfuerzo-elongación que se obtienen de cada probeta del laminado B3A (Figura 4.46), se puede observar que las probetas describen una segunda pendiente después del 1% del registro de elongación cuando las mediciones se obtienen a través del seguimiento del desplazamiento del travesaño móvil de la máquina de ensayos; este comportamiento de cambio de pendiente de la curva-esfuerzo-elongación es asociado dentro de la literatura [17, 24, 47, 69-71] a la falla progresiva de las láminas en un material compuesto. Sin embargo, cuando las mediciones se obtienen a través del extensómetro, las probetas del laminado B3A describen una curva de esfuerzo-elongación de sólo una pendiente durante la prueba de tensión.

A pesar de los resultados reportados dentro de la literatura [17, 24, 47, 69-71] que indican que el cambio de pendiente se debe al agrietamiento de la matriz durante la aplicación de la carga axial en laminados *cross-ply* y la cual afecta el desempeño global del material compuesto, en este trabajo se atribuye la presencia de la segunda pendiente en la mayoría de las configuraciones de laminados de estudio (Anexo C) al daño transversal en la zona de sujeción del material compuesto, lo cual es ocasionado por el tipo de sujeción de las probetas de material compuesto en las mordazas de la máquina de ensayos [72].

### 4.2.2.3 Porcentaje de elongación

El porcentaje de elongación se define hasta el nivel de carga máxima que puede soportar el laminado de estudio, por lo tanto, se utiliza la siguiente ecuación:

$$\text{Porcentaje de elongación} = \left( L_u - L_o / L_o \right) 100 \quad (4.3)$$

donde  $L_u$  es la longitud al nivel de carga máxima de la probeta (n) y  $L_o$  es la longitud calibrada de la probeta (n). En la Tabla 4.16 se muestra el porcentaje de elongación de cada laminado de estudio y en el Anexo C se presentan los valores del porcentaje de elongación de las probetas que pertenecen a cada laminado. El porcentaje de elongación se puede calcular a través del registro de la deformación (sección 4.1.3.1.3) por medio del seguimiento del desplazamiento del travesaño móvil de la máquina de ensayos ( $Elongación_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $Elongación_e$ ), sin embargo, a causa del tipo de falla explosiva de las probetas (Anexo C), el extensómetro se retira antes de alcanzar el nivel de carga máxima, por lo cual, no se puede obtener un valor de  $Elongación_e$ .

Tabla 4.16 Porcentaje de elongación de los laminados de estudio considerando la alineación vertical de cada probeta.

Laminados			<sup>(a)</sup> Porcentaje de elongación de los laminados de estudio	
			$Elongación_m$	
			Promedio (%)	Desviación estándar (%)
1	A2B	[+15/0/-15]s	2.790	0.552
2	A3A	[+15/-15/0]s	2.407	0.558
3	A3B	[+15/-15/0]s	2.212	0.177
4	B1A	[0/+45/-45]s	3.350	0.273
5	B1B	[0/+45/-45]s	2.657	0.204
6	B2B	[+45/0/-45]s	3.732	0.277
7	B3A	[+45/-45/0]s	3.941	0.065
8	B3B	[+45/-45/0]s	3.952	0.069
9	C1A	[0/+75/-75]s	2.900	0.337

<sup>(a)</sup> Considerando la alineación vertical de cada probeta.

## 4.2.3 Ensayos de fatiga

### 4.2.3.1 Exploración del ensayo de fatiga

En los laminados con una mayor cantidad de probetas representativas un cierto número de probetas se utilizaron para la exploración de los parámetros experimentales en las pruebas de fatiga (sección 4.2.1.5).

#### 4.2.3.1.1 Selección preliminar de los parámetros de la secuencia de cargas

En la sección 4.1.1.1.1 se definieron los parámetros generales para realizar el ensayo de fatiga para el caso representativo de interés de este trabajo de tesis, los cuales se definen de forma más específica (Tabla 4.17) al conocer las especificaciones y limitaciones de la máquina seleccionada para realizar las pruebas de fatiga.

Tabla 4.17 Parámetros para el ensayo de fatiga en los laminados de estudio.

Parámetros para el ensayo de fatiga	
Método	ASTM D3479
Máquina	Shimadzu AG-X plus 100 kN
Curva cíclica	
Forma	Triangular
Amplitud	Constante
Control	Esfuerzo (Fuerza)
Frecuencia (f)	2 ciclos/min
Razón de esfuerzo (R)	0.1
Esfuerzo máximo	75% del $\sigma_u$

Por lo tanto, es posible establecer de forma preliminar la secuencia de cargas que se aplicará a cada probeta representativa (Figura 4.47), la cual consiste en un *bloque<sub>n</sub>* conformado por un ensayo de tensión ( $P_t$ ) y una cantidad de ciclos de carga. El *bloque<sub>n</sub>* se repite “n” cantidad de veces hasta alcanzar la falla completa de cada probeta, sin embargo, existe la limitación por parte de la máquina de ensayos Shimadzu AG-X plus 100 kN de realizar de manera continua 1,000 ciclos, por lo tanto, aproximadamente cada 1,000 ciclos se detiene el ensayo y después de un lapso de 24 horas se continua con la prueba.

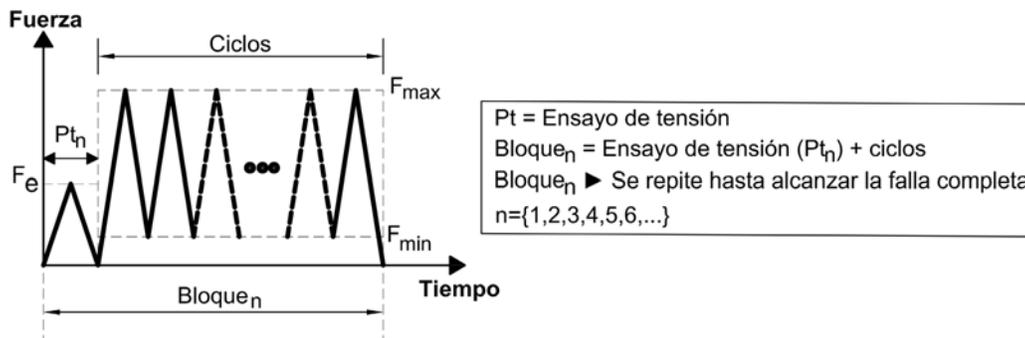


Figura 4.47 Esquema preliminar de las secuencias de cargas para el ensayo de fatiga.

El ensayo de tensión dentro del *bloque<sub>n</sub>* tiene como propósito registrar el cambio en el módulo de elasticidad longitudinal a causa de la aplicación de las cargas cíclicas, por consiguiente, el intervalo de medición del módulo de elasticidad longitudinal dependerá del número de ciclos de carga que se aplica en cada *bloque<sub>n</sub>*. De manera inicial se estableció una cantidad de 50 ciclos dentro del *bloque<sub>n</sub>*, sin embargo, al utilizar esta condición en la probeta A3A6 y A2B5 se presentó una anomalía en la sujeción; esta anomalía consiste en la pérdida de la fuerza de apriete de las mordazas superior e inferior, lo cual puede ocasionar que la probeta se deslice durante el ensayo; posteriormente, se redujo la cantidad a 25 ciclos dentro del *bloque<sub>n</sub>* y se realizó el ensayo en la probeta A3A9, A2B8 y B2B4, pero la anomalía aún se encontraba presente; se concluyó que la anomalía es causada por los siguientes factores: a) el principio de funcionamiento de la sujeción y la generación manual de la fuerza inicial de apriete en ambas mordazas de la máquina de ensayos (sección 4.1.3.1.2) y b) el daño transversal en la zona de sujeción del material compuesto, ya que las fuerzas horizontales podrían ser superiores a las propiedades mecánicas transversales del material compuesto. Por lo tanto, para solucionar tal anomalía se estableció una cantidad de 10 ciclos dentro del *bloque<sub>n</sub>*, y al final de cada *bloque<sub>n</sub>* se procede a verificar la fuerza de apriete en las mordazas superior e inferior. Las probetas utilizadas para determinar el número de cargas cíclicas dentro del *bloque<sub>n</sub>* dejaron de ser probetas representativas para el estudio del daño (Anexo D).

En la probeta A3A8 se utilizó por primera vez la secuencia de cargas que se muestra en la Figura 4.47 con una cantidad de 10 ciclos dentro del *bloque<sub>n</sub>*, la degradación del módulo de elasticidad longitudinal y las condiciones experimentales del ensayo de fatiga de esta probeta se muestran en la Tabla 4.18 y en el Anexo D-1, respectivamente. Se puede observar que en la probeta A3A8 el valor del módulo de elasticidad longitudinal determinado por el extensómetro ( $E_e$ ) disminuye conforme se aplican las cargas cíclicas, sin embargo, existe un comportamiento distinto en el valor del módulo de elasticidad longitudinal determinado por el registro de la máquina ( $E_m$ ) conforme se aplican las cargas cíclicas. Un indicio para comprender el comportamiento de  $E_m$  es analizar el aumento de su valor desde el estado inicial (ciclo 0) hasta el cambio generado después de aplicar 10 ciclos de cargas cíclicas, por ejemplo, de la probeta A3A8 en el ciclo 0 se tiene que  $E_m = 42.854 \text{ GPa}$  y para el ciclo 10 se tiene un valor de  $E_m = 47.502 \text{ GPa}$ . Por lo tanto, para obtener mayor información sobre este fenómeno se propone realizar una mayor cantidad de mediciones del módulo de elasticidad longitudinal en el estado inicial, por lo cual, se agrega el *bloque<sub>0</sub>* al esquema de secuencias de cargas (Figura 4.47).

Tabla 4.18 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta A3A8.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A3A8				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	* $E_e$ (GPa)
1	1	0	42.854	78.816
2	2	10	47.502	76.198
3	3	20	47.752	75.586
4	4	30	47.152	74.183
5	5	40	47.178	74.589
6	6	50	47.230	74.416
7	7	60	47.368	75.232
8	8	70	47.401	74.335
9	9	80	47.236	74.053
10	10	90	48.110	77.413
11	11	100	48.050	74.171
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
108	108	1,070	15.212	--
	108	<b>1,071</b>	<b>Falla completa</b>	

<sup>(\*)</sup>Extensómetro retirado antes de llegar a la falla completa.

#### 4.2.3.2 Parámetros de la secuencia de cargas

El esquema de secuencia de cargas que se aplica a cada probeta representativa de cada laminado se muestra en la Figura 4.48, la cual se compone de dos bloques: a) el *bloque<sub>0</sub>* se utiliza una sola vez y tiene como propósito registrar el módulo de elasticidad longitudinal inicial, por lo cual, de acuerdo a la recomendación de la norma ASTM E111 [73] se requieren mínimo tres pruebas de tensión para determinar el módulo de elasticidad longitudinal inicial de un espécimen; b) posteriormente, se aplica el *bloque<sub>n</sub>* que se constituye de un ensayo de tensión y de 10 cargas cíclicas, el ensayo de tensión dentro de este bloque tiene como propósito registrar el cambio en el módulo de elasticidad longitudinal a causa de la aplicación de las cargas cíclicas; el *bloque<sub>n</sub>* se repite la cantidad de veces necesarias hasta llegar a la falla completa. A continuación se describen los parámetros de cada bloque.

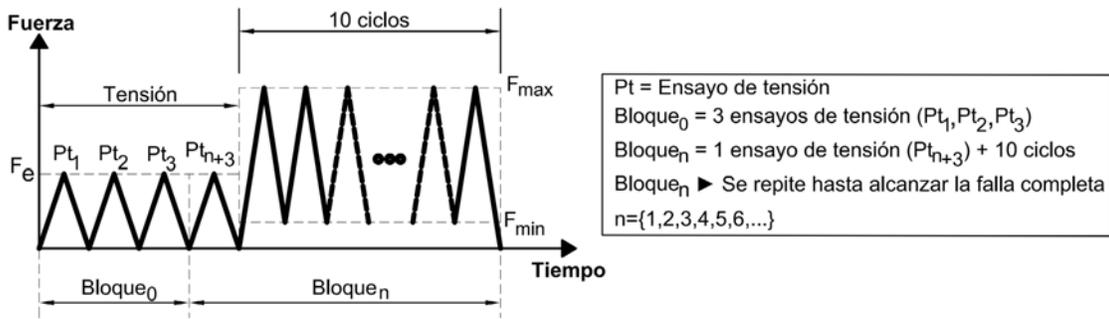


Figura 4.48 Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga.

### 4.2.3.2.1 Tensión

Los ensayos de tensión ( $P_t$ ) del  $bloque_0$  y  $bloque_n$  se realizan al nivel de fuerza  $F_e$  con el objetivo de obtener el rango de elongación del 0.1-0.3% para determinar el módulo de elasticidad longitudinal (ASTM D3039). La velocidad del ensayo y los tipos de medios utilizados para registrar la deformación (desplazamiento del travesaño móvil de la máquina de ensayos y el extensómetro axial) se encuentran descritos en la sección 4.1.3.1.

El valor de fuerza  $F_e$  para un laminado de estudio se determina utilizando los datos experimentales obtenidos previamente de los ensayos de tensión (Anexo C),  $F_e$  es un porcentaje del nivel de fuerza de ruptura promedio ( $F_{ruptura}$ ) en un laminado de interés y debe tener un valor mayor al nivel de fuerza promedio necesario para alcanzar el 0.3% de elongación ( $F_{0.3\%}$ ). En la Tabla 4.19 se muestra un ejemplo del procedimiento utilizado para determinar el valor de  $F_e$  en el laminado B3A; para los demás laminados los procedimientos similares se describen en el Anexo D.

Tabla 4.19 Procedimiento para determinar  $F_e$  en el laminado B3A.

Determinación de $F_e$ en el laminado B3A		
Probetas	<sup>(*)</sup> $F_{ruptura}$ (N)	<sup>(**)</sup> $F_{0.3\%}$ (N)
<b>B3A2</b>	17,860.600	3,472.090
<b>B3A3</b>	19,971.120	2,988.672
<b>B3A9</b>	20,172.310	3,508.123
<i>promedio</i>	19,334.677	3,322.962
<i>porcentaje (%)</i>	100	17.187
<i>se agrega el porcentaje (%)</i>		+ 10
	$F_e$ (%)	27.187
	$F_e$ (N)	<b>5,256.429</b>
<sup>(*)</sup> Nivel de fuerza de ruptura en una probeta del laminado sin considerar la alineación vertical inicial.		
<sup>(**)</sup> Nivel de fuerza en una probeta al alcanzar el 0.3% de elongación por medio del extensómetro.		

### 4.2.3.2.2 Ciclos

La curva cíclica dentro del  $bloque_n$  se constituye de 10 cargas cíclicas, los principales parámetros de esta curva se describieron anteriormente en la Tabla 4.17. El parámetro de control de los ciclos es el esfuerzo, sin embargo, en la máquina de ensayos Shimadzu AG-X plus 100 kN se introduce un nivel de fuerza, por lo tanto, se utiliza la información geométrica de cada probeta para determinar el nivel de fuerza máximo ( $F_{max}$ ) y mínimo ( $F_{min}$ ) correspondiente al valor del esfuerzo máximo seleccionado.

Por ejemplo, en el laminado B3A se tiene un nivel de  $\sigma_u=695.316$  MPa que se obtiene de los datos experimentales de los ensayos de tensión (Anexo C-7), por lo cual, el valor del esfuerzo máximo que se utiliza en los ciclos es del 75% del  $\sigma_u$  con una razón de esfuerzo del 0.1 (Tabla 4.17), la información geométrica de cada probeta representativa para el ensayo de fatiga en el laminado B3A (Tabla 4.20) permite determinar el nivel de fuerza máxima ( $F_{max}$ ) y mínima ( $F_{min}$ ) para cada probeta representativa (Tabla 4.21); para los demás laminados de estudio, la información geométrica y valores de fuerza máxima y mínima se describen en el Anexo D.

Tabla 4.20 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B3A.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
<b>B3A4</b>	149	50	25.396	1.087
<b>B3A5</b>	150	50	25.736	1.147
<b>B3A7</b>	150	50	25.617	1.140
<b>B3A8</b>	150	50	24.644	1.067

Tabla 4.21 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado B3A.

Probetas	Control de la carga cíclica		
	<sup>(*)</sup> $\sigma_u=695.316$ MPa		
	75% $\sigma_u$ (MPa)	$F_{max}$ (N)	$F_{min}$ (N)
<b>B3A4</b>	521.487	14,397.620	1,439.762
<b>B3A5</b>	521.487	15,395.627	1,539.563
<b>B3A7</b>	521.487	15,229.274	1,522.927
<b>B3A8</b>	521.487	13,714.578	1,371.458

<sup>(\*)</sup> Esfuerzo último del laminado considerando la alineación vertical inicial.

### 4.2.3.3 Degradación del módulo de elasticidad longitudinal

El módulo de elasticidad longitudinal se determina considerando el registro de la deformación a través de dos medios: el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ); por lo tanto, de cada ensayo de fatiga en los laminados de estudio se obtienen dos registros de la degradación del módulo de elasticidad ( $E_m$  y  $E_e$ ).

En la Tabla 4.22 se presenta una muestra del registro de los ciclos transcurridos y de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga para la probeta B2B8; además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa. Con los registros se puede generar una gráfica de degradación de  $E_m$  y  $E_e$  en función del número de ciclos de carga, la cual permite apreciar de forma general el comportamiento en la degradación de la probeta B2B8 (Figura 4.49).

Al comparar los datos que proporcionan la Tabla 4.22 y la Figura 4.49 de la probeta B2B8, se muestra que el módulo de elasticidad longitudinal determinado por el extensómetro ( $E_e$ ) disminuye con el transcurso de las cargas cíclicas. Sin embargo, el comportamiento del valor del módulo de elasticidad determinado por el registro de la máquina ( $E_m$ ) es variable con el transcurso de las cargas cíclicas, es decir, el valor de  $E_m$  disminuye o aumenta con respecto al primer valor obtenido de  $E_m$ .

Para comprender el comportamiento de  $E_m$  se creó el *bloque*<sub>0</sub> en la secuencia de cargas (sección 4.2.3.3). En la probeta B2B8 (Tabla 4.22) se muestra un aumento en el valor de  $E_m$  del ensayo de tensión  $Pt_2$  al ser comparada con el ensayo de tensión  $Pt_1$ , posteriormente, el valor de  $E_m$  es similar en  $Pt_2$ ,  $Pt_3$  y  $Pt_4$ . Sin embargo, los valores del módulo de elasticidad longitudinal de los ensayos de tensión  $Pt_1, Pt_2, Pt_3$  y  $Pt_4$  deben tener valores similares, ya que son realizados en el estado inicial o *virgen* del material, este comportamiento si se cumple en los valores de  $E_e$  de la probeta B2B8.

Tabla 4.22 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B2B8.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B2B8				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	19.527	35.599
2	0	0	21.548	35.814
3	0	0	21.847	35.512
4	1	0	22.205	35.378
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			21.867	35.576
5	2	10	21.144	33.247
6	3	20	22.560	33.639
7	4	30	22.631	33.291
8	5	40	22.661	33.080
9	6	50	22.805	33.131
10	7	60	22.796	32.848
11	8	70	22.775	33.273
12	9	80	22.703	33.056
13	10	90	22.678	32.774
14	11	100	22.624	32.300
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
45	42	410	21.317	26.077
	42	<b>419</b>	<b>Falla completa</b>	

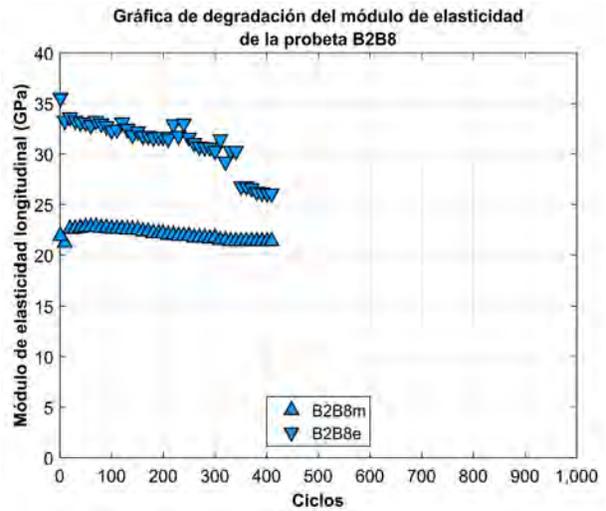


Figura 4.49 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B2B8.

El comportamiento de la variación de  $E_m$  durante la aplicación de la secuencia de cargas (ensayo de tensión y fatiga) ocurre en la mayoría de los laminados de estudio (Anexo D), este comportamiento se puede asociar a los mismos factores que son responsables de la pérdida de la fuerza de apriete de las mordazas superior e inferior durante los ensayos (sección 4.2.3.1.1), tales factores son: a) el principio de funcionamiento de la sujeción y la generación manual de la fuerza inicial de apriete en ambas mordazas de la máquina de ensayos (sección 4.1.3.1.2) y b) el daño transversal en la zona de sujeción del material compuesto, ya que las fuerzas horizontales podrían ser superiores a las propiedades mecánicas transversales del material compuesto.

Como se mencionó anteriormente, las gráficas de degradación de  $E$  en función del número de ciclos permiten apreciar de forma general el comportamiento de la degradación desde el estado inicial hasta la falla completa del material compuesto; por lo tanto, se debe definir el valor del módulo de elasticidad longitudinal inicial ( $E_0$ ) y el valor del módulo de elasticidad longitudinal final ( $E_f$ ) para  $E_m$  y  $E_e$ . En  $E_m$ , el valor de  $E_0$  es el promedio de los valores del módulo de elasticidad longitudinal obtenidos de los ensayos  $Pt_2$ ,  $Pt_3$  y  $Pt_4$ , el valor de  $E$  en  $Pt_1$  no se toma en cuenta por ser el más influenciado por los factores que hacen variar  $E_m$  en comparación con los valores determinados en  $Pt_2$ ,  $Pt_3$  y  $Pt_4$ ; y el valor de  $E_f$  es el último registro de  $E_m$  realizado antes de llegar a la falla completa. Por otro lado, para  $E_e$ , el valor de  $E_0$  es el promedio de los valores del módulo de elasticidad obtenidos de los ensayos  $Pt_1$ ,  $Pt_2$ ,  $Pt_3$  y  $Pt_4$ , y de igual forma, el valor de  $E_f$  es el último registro realizado de  $E_e$  antes de llegar a la falla completa. Por ejemplo, en la probeta B2B8 (Tabla 4.22) se tiene en  $E_m$  un valor de  $E_0 = 21.867$  GPa y  $E_f = 21.317$  GPa, y para  $E_e$  se tiene un valor de  $E_0 = 35.576$  GPa y  $E_f = 26.077$  GPa.

En el Anexo D se encuentran las tablas de muestra del registro de los ciclos transcurridos y de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) para cada probeta representativa de los laminados de estudio, y de igual manera, se encuentran la gráficas de degradación de  $E_m$  y  $E_e$  para cada probeta representativa de los laminados. Existen casos en los ensayos a fatiga de las probetas representativas en los cuales el extensómetro se retira antes de llegar a la falla completa, ya que por el tipo de daño generado dentro y alrededor de la zona de medición del extensómetro se obtiene una incorrecta sujeción y medición del extensómetro, por lo tanto, no se obtiene el valor de  $E_f$  a través del registro generado por el extensómetro, un ejemplo es lo sucedido en todas las probetas del laminado A3A (Anexo D-1).

### 4.2.3.4 Daño

El concepto de daño acumulado ( $D$ ) propuesto por Mao y Mahadevan [50] se define a través de la ecuación (4.4), donde  $E_0$ ,  $E_n$  y  $E_f$  son los módulos de elasticidad longitudinal en el estado inicial o *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 ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ) permiten obtener de cada ensayo de fatiga dos comportamientos del daño acumulado ( $Daño_m$  y  $Daño_e$ ).

$$D = \frac{E_0 - E_n}{E_0 - E_f} \quad (4.4)$$

La acumulación del daño se puede encontrar entre el rango de 0 a 1, es decir, entre el estado inicial o virgen del material ( $D=0$ ) hasta la falla completa del material compuesto ( $D=1$ ).

En la Figura 4.50 y Figura 4.51 se muestran la gráficas del  $Daño_e$  y  $Daño_m$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1A5, se puede observar que el  $Daño_e$  de la probeta B1A5 se encuentra dentro del rango de 0 y 1, sin embargo, los valores del  $Daño_m$  no se localizan dentro del rango de 0 y 1. Este comportamiento del  $Daño_m$  sucede en la mayoría de los laminados de estudio (Anexo D) y se puede asociar a los factores que hacen variar  $E_m$  durante el transcurso de las cargas cíclicas (sección 4.2.3.3). Por lo tanto, el comportamiento del  $Daño_m$  no se toma en cuenta para analizar la influencia de las variables de estudio en la degradación del material compuesto sometido a cargas cíclicas.

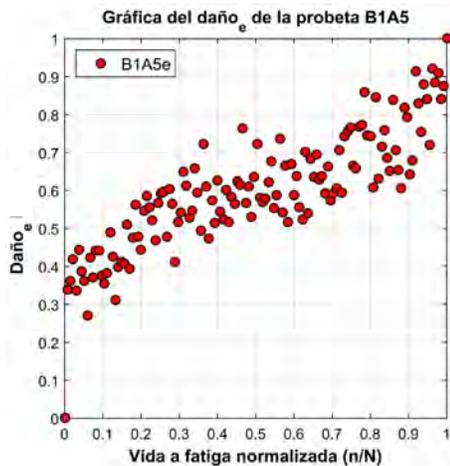


Figura 4.50 Gráfica del  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1A5.

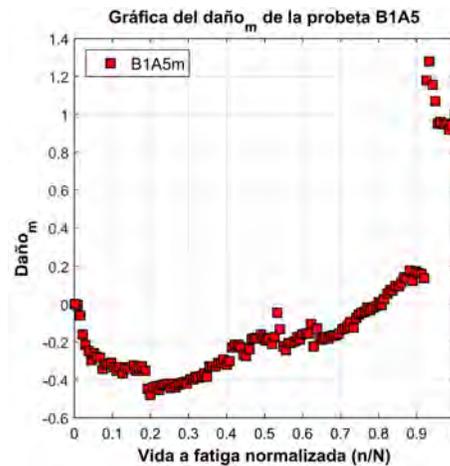


Figura 4.51 Gráfica del  $Daño_m$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1A5.

El modelo fenomenológico seleccionado para estimar la evolución del daño en los laminados de estudio es el propuesto por Shiri [52], el cual se basa en la degradación del módulo de elasticidad longitudinal:

$$D = \frac{E_0 - E}{E_0 - E_f} = \frac{\sin qx \cos(q - p)}{\sin q \cos(qx - p)} \quad (4.5)$$

donde  $E_0$ ,  $E$  y  $E_f$  son los módulos de elasticidad longitudinal correspondientes al ciclo inicial, a cierto número de ciclos de carga, y al ciclo final, respectivamente; en  $x = n/N$ ,  $n$  es el número de ciclos de carga aplicada,  $N$  es la vida a fatiga,  $p$  y  $q$  son coeficientes dependientes del material compuesto. El modelo Shiri [52], sólo se utiliza en la descripción del daño acumulado a través del  $Daño_e$ , ya que el  $Daño_m$  es descartado por las razones descritas anteriormente; para determinar los coeficientes  $p$ ,  $q$  y determinación  $R^2$  del modelo Shiri [52] se utiliza un análisis de regresión no lineal por medio del método de mínimos cuadrados.

En la Figura 4.52 y la Tabla 4.23 se muestra la estimación en la evolución del daño del modelo Shiri [52] de la ecuación (4.5) en cada resultado experimental del  $Daño_e$  de las probetas que constituyen el laminado C1A. Se puede observar una buena estimación en la descripción de la evolución de daño del modelo Shiri [52] a diferentes niveles de vida a fatiga y en diferentes comportamientos de la evolución del daño. En el anexo D se encuentran las gráficas del  $Daño_e$  y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri [52] con respecto a la vida a fatiga normalizada de cada probeta de los laminados de estudio, además, se incluyen los coeficientes  $p$ ,  $q$  y determinación  $R^2$  del modelo Shiri [52].

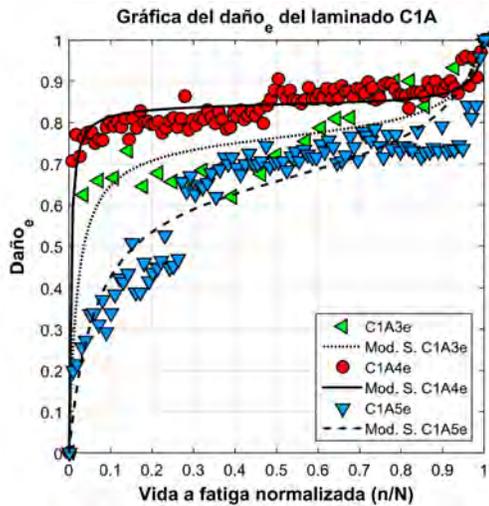


Figura 4.52 Gráficas del  $Daño_e$  y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri [52] en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta del laminado C1A.

Tabla 4.23 Valores de los coeficientes del modelo Shiri [52] para el  $Daño_e$  de cada probeta del laminado C1A.

Probetas	Modelo Shiri para el $Daño_e$			(*)N
	$q$	$p$	$R^2$	
<b>C1A3</b>	2.9040	1.5146	0.8762	282
<b>C1A4</b>	3.0673	1.5592	0.8832	1,114
<b>C1A5</b>	2.6604	1.4073	0.8546	992

(\*)N=Vida a fatiga o número de ciclos de la falla completa.

Como se mencionó en la sección 4.2.3.3, existen casos en los ensayos a fatiga en los cuales el extensómetro se retira antes de llegar a la falla completa (Anexo D), por lo tanto, no se obtiene el valor de  $E_f$  a través del registro generado por el extensómetro, por lo cual, no se obtuvieron las gráficas del  $Daño_e$ , un ejemplo es lo sucedido en todas las probetas del laminado A3A (Anexo D).

# Capítulo 5

## Análisis de resultados

El análisis de resultados (Figura 5.1) permite conocer la influencia de las variables de estudio (arquitectura del laminado y fracción de volumen de fibras) en la evolución del daño y en las propiedades mecánicas, con el propósito de encontrar los criterios necesarios para minimizar la degradación del material compuesto laminado sometido a cargas cíclicas y así prolongar la vida a fatiga.

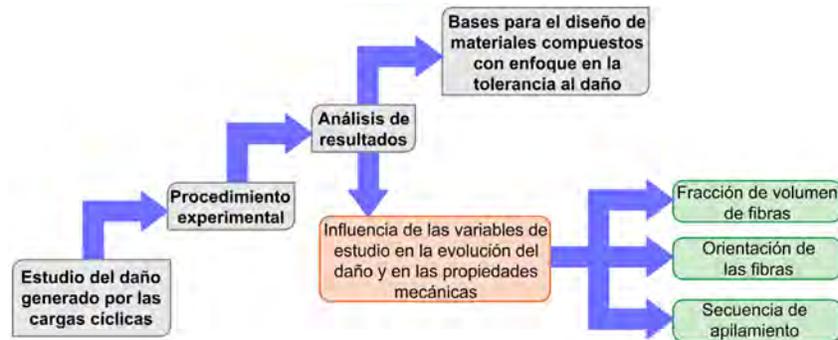


Figura 5.1 Diagrama de flujo para obtener las bases del diseño de materiales compuestos con enfoque en tolerancia al daño a través del análisis de resultados del estudio del daño.

La dispersión de datos experimentales es una propiedad inherente de la fatiga, aun cuando se repitan las condiciones experimentales en diferentes muestras de un material existirá variación en el número de ciclos a la falla [24]. En los materiales compuestos, la dispersión en los datos experimentales de fatiga es a causa de la naturaleza de los refuerzos (fibras y tejidos) y por los defectos iniciales generados durante el proceso de fabricación de los materiales compuestos [10]. En la Tabla 5.1 se muestran los números de ciclos a falla para cada probeta representativa de los nueve laminados de estudio y se puede apreciar la dispersión de datos en cada laminado.

Tabla 5.1 Vida a fatiga de cada probeta representativa de los laminados de estudio.

Probetas	(*)N	Probetas	(*)N	Probetas	(*)N
A2B6	1,077	B1A4	1,041	B3A4	5,537
A2B7	1,594	B1A5	1,356	B3A5	4,186
A3A4	485	B1A6	259	B3A7	3,826
A3A5	297	B1B5	79	B3A8	2,669
A3A7	818	B1B6	1,132	B3B3	8,457
A3A8	1,071	B1B7	6	B3B7	11,232
A3B4	73	B2B6	339	CIA3	282
A3B5	376	B2B7	836	CIA4	1,114
A3B6	681	B2B8	419	CIA5	992
A3B7	684				

(\*)N=Vida a fatiga o número de ciclos a la falla

Por lo tanto, se selecciona de cada laminado una probeta representativa para analizar la influencia de las variables de estudio, la elección se basa en la probeta con mayor vida a fatiga, ya que en las probetas con bajo nivel de vida a fatiga su falla es causada por la aparición de mecanismos de falla en una etapa temprana, por ejemplo, del laminado B1B se selecciona la probeta B1B6 por tener una vida a fatiga mayor en comparación con las probetas B1B7 y B1B5.

### 5.1 Influencia de la fracción de volumen de fibras en la evolución del daño y en las propiedades mecánicas

La influencia de la fracción de volumen de fibras en la evolución del daño y en las propiedades mecánicas de los laminados de estudio se determina al comparar los laminados que comparten la misma orientación y secuencia de apilado (Tabla 5.2).

Tabla 5.2 Vida a fatiga y propiedades mecánicas de los laminados de estudio que comparten la misma orientación de fibras y secuencia de apilado.

Laminados		$v_f$	Fatiga		Propiedades mecánicas del laminado	
			Probeta	$N$ (ciclos)	$\sigma_u$ (MPa)	$E_e$ (GPa)
<b>A3A</b>	[+15/-15/0]s	0.510±0.040	--	--	507.120±9.167	81.612±2.414
<b>A3B</b>	[+15/-15/0]s	0.533±0.022	A3B7	684	683.808±54.868	87.900±2.595
<b>Diferencia prom.</b>		0.023			176.688	6.288
<b>B1A</b>	[0/+45/-45]s	0.392±0.021	B1A5	1,356	470.539±15.475	31.339±3.615
<b>B1B</b>	[0/+45/-45]s	0.590±0.026	B1B6	1,132	346.617±9.120	34.085±4.026
<b>Diferencia prom.</b>		0.198		224	123.922	2.746
<b>B3A</b>	[+45/-45/0]s	0.590±0.020	B3A4	5,537	695.316±41.117	41.202±0.800
<b>B3B</b>	[+45/-45/0]s	0.578±0.026	B3B7	11,232	672.033±28.479	38.416±1.069
<b>Diferencia prom.</b>		0.012		5,695	23.383	2.786

#### 5.1.1 Laminado A3A y A3B

En el laminado A3A, el extensómetro se retiró antes de llegar a la falla completa durante el ensayo de fatiga, por lo cual, no se obtiene la gráfica del  $Daño_e$  (Anexo D-1). Por lo tanto, no es posible realizar la comparación de resultados del estudio del daño entre el laminado A3A y el laminado A3B.

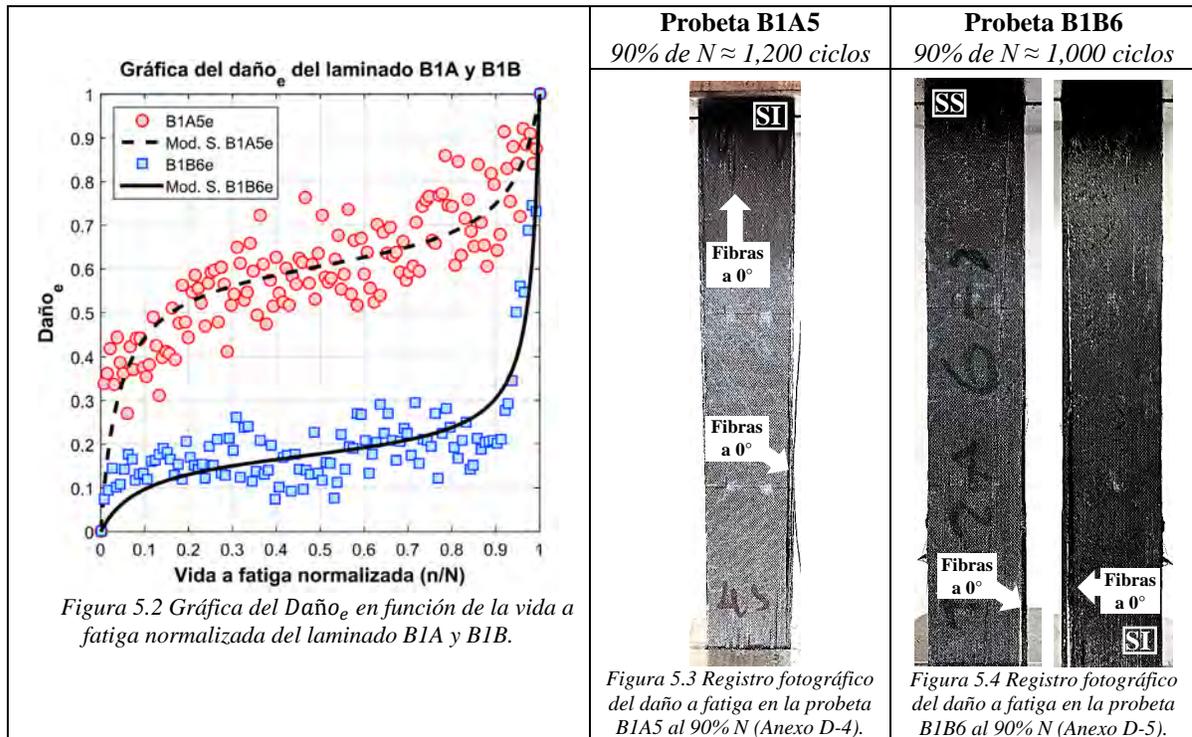
El laminado A3A y A3B tienen un nivel de  $v_f$  similar del  $0.51 \pm 0.04$  y  $0.533 \pm 0.022$ , respectivamente; sin embargo, existe una notable diferencia entre los valores del  $\sigma_u$  y  $E_e$  al comparar ambos laminados (Tabla 5.2), lo cual es ocasionado por las diferencias en la calidad de impregnación de resina que se obtuvieron de la variación al método manufactura para la fabricación de cada laminado (Anexo B). En el laminado A3B, la variación al método de infusión que se utilizó provocó que la zona central de la parte inferior del laminado presente falta de resina (Figura B-4.1 del Anexo B-4), por lo tanto, las fibras sin impregnación de resina influyeron para que el laminado A3A tenga propiedades mecánicas superiores en comparación con el laminado A3B (Tabla 5.2).

#### 5.1.2 Laminado B1A y B1B

En el laminado B1A se utilizó la variación al método de manufactura por aplicación manual de la resina entre cada capa de fibras (sección 4.2.1.3.2) y en el laminado B1B se utilizó la variación al método de manufactura por regulación del flujo de resina al retirar la malla de distribución (sección 4.2.1.3.4). La

variación en el método de manufactura utilizado para la fabricación de cada laminado provocó que la fracción de volumen de fibras sea considerablemente distinta entre ambas, para el laminado B1A se tiene una  $v_f = 0.392 \pm 0.021$  y para el laminado B1B se obtiene una  $v_f = 0.590 \pm 0.026$ .

En la Figura 5.2 se muestra la gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada del laminado B1A y B1B, además, en la Figura 5.3 y Figura 5.4 se muestran los registros fotográficos al 90% de la vida a fatiga de la probeta representativa del laminado B1A y B1B, respectivamente.



**Probeta B1A5**  
90% de N ≈ 1,200 ciclos

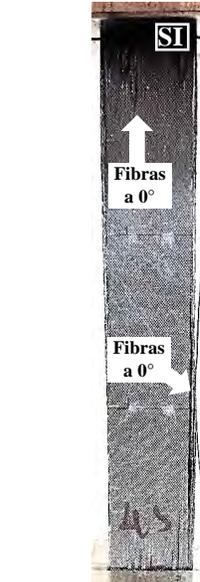


Figura 5.3 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B1A5 al 90% N (Anexo D-4).

**Probeta B1B6**  
90% de N ≈ 1,000 ciclos

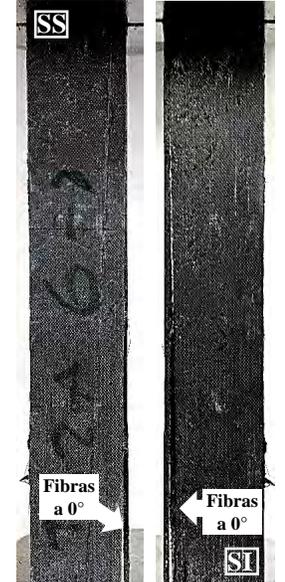


Figura 5.4 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B1B6 al 90% N (Anexo D-5).

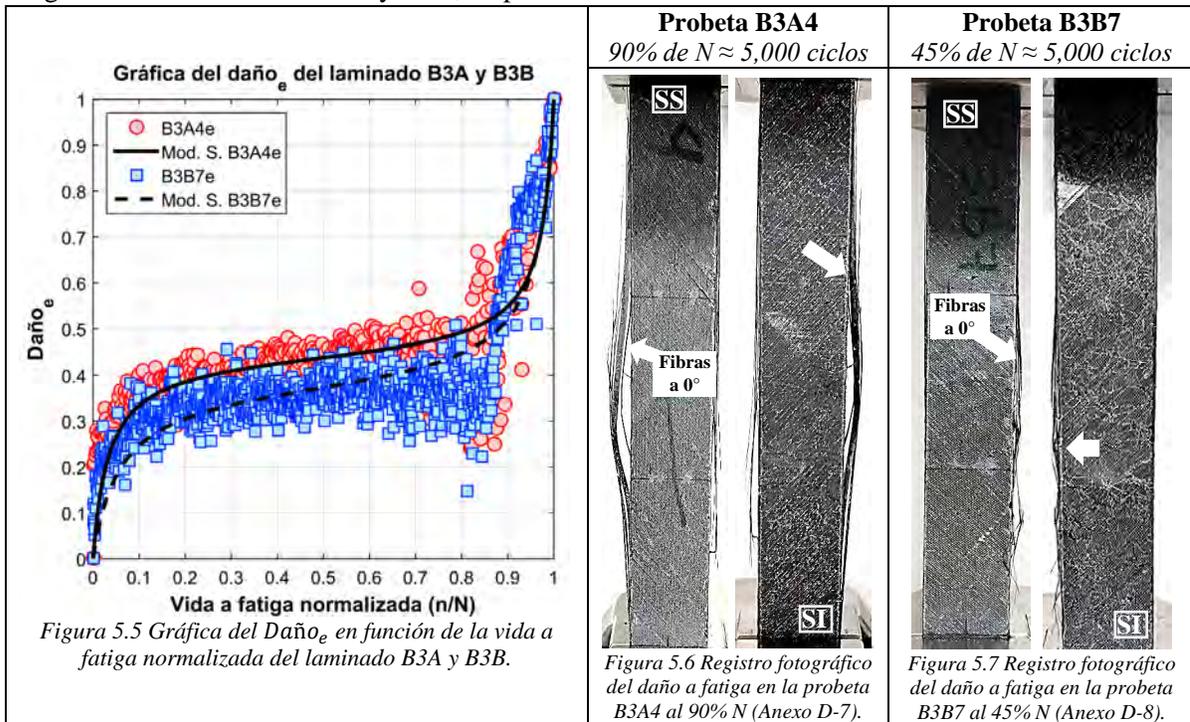
Del laminado B1A y B1B se pueden concluir los siguientes aspectos:

- La presencia de una mayor cantidad de resina en el laminado B1A ocasiona que desde una etapa temprana de la vida a fatiga se genere un nivel alto de daño (Daño<sub>e</sub>=49% al 15% de N) y que aumenta con el transcurso de la aplicación de las cargas cíclicas en comparación con el laminado B1B (Daño<sub>e</sub>=12% al 15% de N). En el laminado B1A, al 90% de la vida a fatiga se presenta un mayor daño en las fibras orientadas a 0° (Figura 5.3) en comparación con el laminado B1B (Figura 5.4) al mismo nivel de vida a fatiga. Sin embargo, después del 90% de la vida a fatiga, en el laminado B1A se tiene una mejor redistribución de esfuerzos por la calidad de la distribución de resina entre las capas de fibras, lo cual ocasiona que las fibras a 0° en el laminado B1A soporten una mayor cantidad de ciclos antes de fallar completamente. Por lo tanto, en el laminado B1A se tiene un aumento en la vida a fatiga de 224 ciclos en comparación con el laminado B1B, lo cual se logra a través de una disminución de  $v_f$  del 0.198 (Tabla 5.2).
- En relación a las propiedades mecánicas  $\sigma_u$  y  $E_e$ , el valor de la resistencia última es mayor en el laminado B1A en comparación con el laminado B1B, ya que la presencia de una mayor cantidad de resina en el laminado B1A evita que las capas a 0° fallen en una etapa temprana; sin embargo, la presencia de una mayor cantidad de resina en el laminado B1A genera una disminución en el valor

del módulo de elasticidad longitudinal en comparación con el laminado B1B. Por lo tanto, en el laminado B1A se tiene un aumento del  $\sigma_u$  de 123.922 MPa y una disminución del  $E_e$  de 2.746 GPa en comparación con el laminado B1B, lo cual se obtiene a través de una disminución de  $\nu_f$  del 0.198 (Tabla 5.2).

### 5.1.3 Laminado B3A y B3B

El laminado B3A y B3B tienen una fracción de volumen de fibras similar: el laminado B3A tiene una  $\nu_f = 0.590 \pm 0.020$  y el laminado B3B tiene una  $\nu_f = 0.578 \pm 0.026$ . Aunque de manera global ambos laminados presentan fracciones de volumen similares, las variaciones al método de manufactura usadas para la fabricación de cada laminado permitieron una calidad distinta en la impregnación de la resina entre las capas de fibras. Las diferencias en la calidad de la impregnación de la resina se pudieron observar en el comportamiento de la vida a fatiga, para el laminado B3A y B3B se tiene una vida a fatiga de 5,537 ciclos y 11,232 ciclos, respectivamente. En la Figura 5.5 se muestra la gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada del laminado B3A y B3B; en el laminado B3A el agrietamiento de matriz genera un daño del 37% en un nivel de vida a fatiga del 15% y para el laminado B3B al mismo nivel de vida a fatiga se genera un daño del 29%; además, en el laminado B3A y B3B al 90% de la vida a fatiga se tiene un daño del 55% y 52%, respectivamente.



Del laminado B3A y B3B se pueden concluir los siguientes aspectos:

- a) En el laminado B3A al 90% de la vida a fatiga (5,000 ciclos) se presenta un estado severo de ruptura de las fibras orientadas a 0° (Figura 5.6), sin embargo, en el laminado B3B al mismo nivel de ciclos de carga transcurridos (Figura 5.7) el daño en las capas de fibras a 0° es menor en comparación con el laminado B3A, por lo tanto, la aparición en una etapa temprana del estado severo de ruptura de las fibras orientadas a 0° ocasiona que el laminado B3A tenga una vida a fatiga menor en comparación con el laminado B3B.

- b) El estado de daño en las fibras orientadas a  $0^\circ$  al final de la vida a fatiga del laminado B3A (Figura 5.6) es asociado a la calidad de distribución de la resina que permite la variación del método de manufactura utilizado para la fabricación del laminado.
- c) Por lo tanto, la variación al método de manufactura por modificación de la distribución interna de la resina (sección 4.2.1.3.5) utilizada en el laminado B3B permite una mejor calidad de impregnación de resina en comparación con la variación al método de manufactura por regulación del flujo de resina al retirar la malla de distribución (sección 4.2.1.3.4) que se utilizó para la fabricación del laminado B3A.
- d) En relación a las propiedades mecánicas  $\sigma_u$  y  $E_e$ , la calidad de la impregnación de la resina en las fibras de ambos laminados (B3A y B3B) no genera una diferencia notable en los valores de  $\sigma_u$  y  $E_e$  (Tabla 5.2). Este comportamiento permite comprender los diferentes niveles de interacción de los mecanismos de falla de un material compuesto sometido a carga-cuasiestática y a cargas cíclicas.

## 5.2 Influencia de la orientación de las capas de fibras en la evolución del daño y en las propiedades mecánicas

La influencia de la orientación de las fibras en la evolución del daño y en las propiedades mecánicas de los laminados de estudio se determina al comparar los laminados que comparten la misma secuencia de apilado y cierto rango de fracción de volumen de fibras (Tabla 5.3).

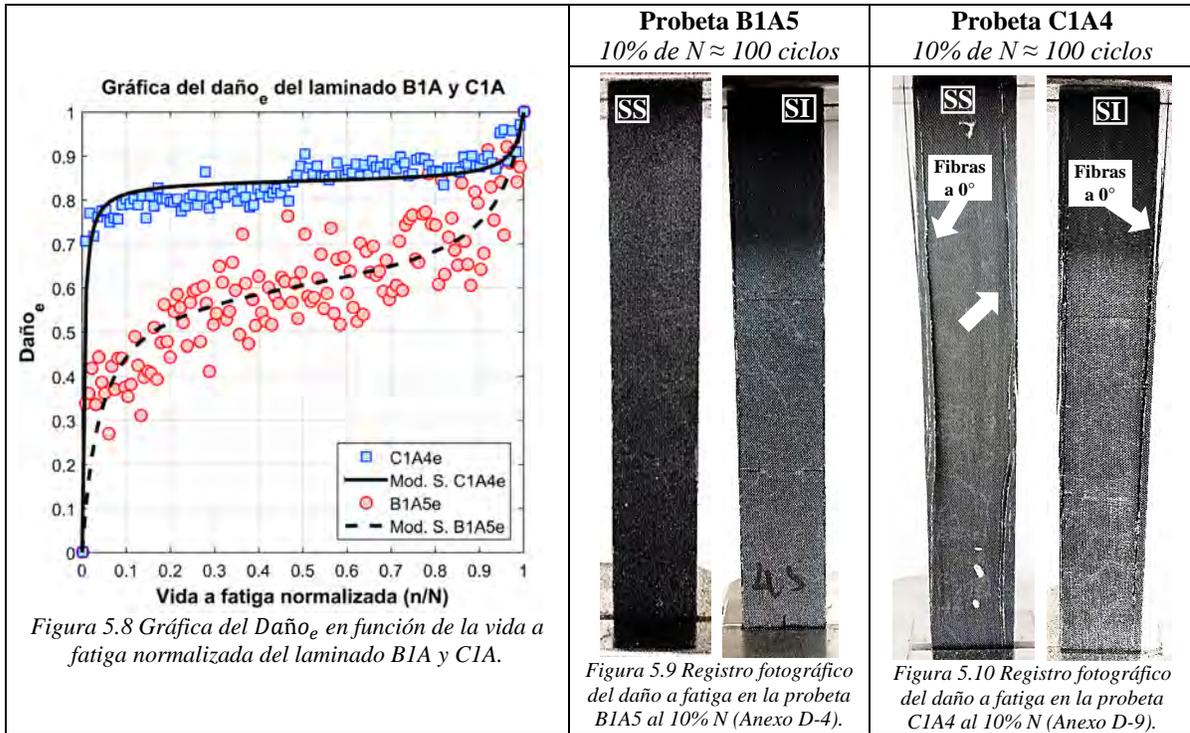
Tabla 5.3 Vida a fatiga y propiedades mecánicas de los laminados de estudio que comparten la misma secuencia de apilado y cierto rango de fracción de volumen de fibras.

Laminados		$v_f$	Fatiga		Propiedades mecánicas del laminado	
			Probeta	$N$ (ciclos)	$\sigma_u$ (MPa)	$E_e$ (GPa)
<b>B1A</b>	[0/+45/-45]s	0.392±0.021	B1A5	1,356	470.539±15.475	31.339±3.615
<b>C1A</b>	[0/+75/-75]s	0.327±0.014	C1A4	1,114	353.265±35.845	24.999±1.834
<b>Diferencia prom.</b>		0.065		242	117.274	6.34
<b>A2B</b>	[+15/0/-15]s	0.439±0.024	A2B7	1,594	431.960±13.012	--
<b>B2B</b>	[+45/0/-45]s	0.503±0.033	B2B7	836	639.251±40.225	36.694±1.989
<b>Diferencia prom.</b>		0.064		758	207.291	--
<b>A3B</b>	[+15/-15/0]s	0.533±0.022	A3B7	684	683.808±54.868	87.900±2.595
<b>B3B</b>	[+45/-45/0]s	0.578±0.026	B3B7	11,232	672.033±28.479	38.416±1.069
<b>Diferencia prom.</b>		0.045		10,548	11.775	49.484

### 5.2.1 Laminado B1A y C1A

En el laminado B1A y C1A se utilizó la misma variación al método de manufactura por aplicación manual de la resina entre cada capa de fibras (sección 4.2.1.3.2). Por lo tanto, la fracción de volumen de fibras es similar entre ambas, para el laminado B1A se tiene una  $v_f = 0.392 \pm 0.021$  y para el laminado C1A se tiene una  $v_f = 0.327 \pm 0.014$ .

En la Figura 5.8 se muestra la gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada del laminado B1A y C1A, se puede apreciar un comportamiento distinto entre ambos laminados, para el laminado C1A se tiene un daño del 81% en un nivel de vida a fatiga del 10% y para el laminado B1A al mismo nivel de vida a fatiga se genera un daño del 44%; sin embargo, al 90% de la vida a fatiga de ambos laminados, en el laminado B1A y C1A se obtiene un daño del 75% y 87%, respectivamente.



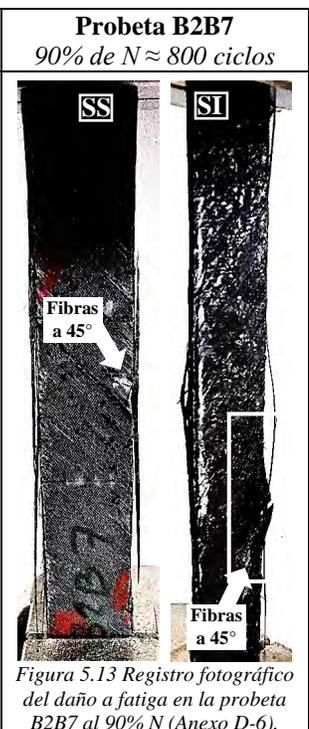
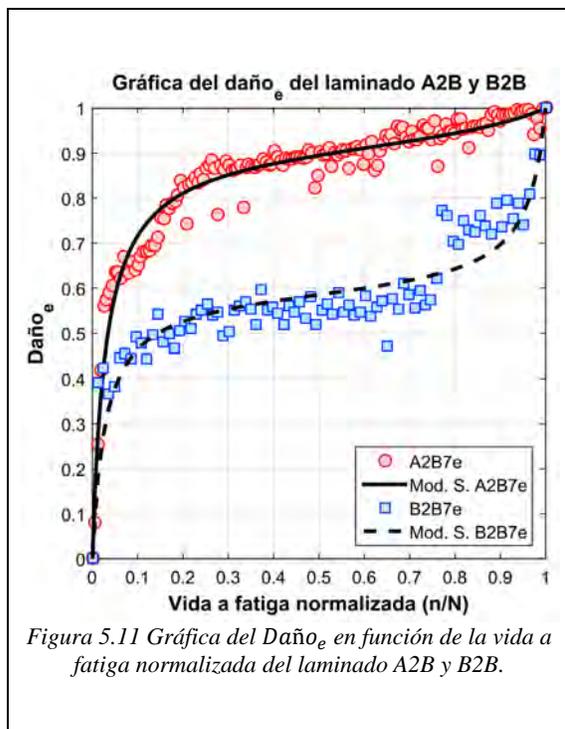
Del laminado B1A y C1A se pueden concluir los siguientes aspectos:

- A través del registro fotográfico, en el laminado B1A al 10% de la vida a fatiga no se presenta un daño notable en las fibras orientadas a 0° (Figura 5.9), sin embargo, el registro del daño acumulado a través del Daño<sub>e</sub> permite conocer que en laminado B1A se tiene un daño del 44% al 10% de la vida a fatiga, lo cual se puede asociar a la presencia de capas de fibras orientadas a 45°.
- En el laminado C1A, la presencia de capas de fibras orientadas a 75° ocasionan que desde una etapa temprana de la vida a fatiga se genere un alto nivel de daño (Daño<sub>e</sub>=81% al 10% de N), el cual consiste en un alto nivel de agrietamiento de matriz en el borde de la probeta ocasionando la delaminación de grupos de fibras a 0° (Figura 5.10), y que aumenta con el transcurso de la aplicación de las cargas cíclicas. Por lo cual, la vida a fatiga del laminado C1A es menor en comparación con el laminado B1A, ya que al final de la vida a fatiga el daño severo en las capas de fibras a 0° acorta el número de ciclos a la falla completa.
- Por lo tanto, la presencia de capas de fibras orientadas a 75° en el laminado C1A genera una disminución en la vida a fatiga de 242 ciclos en comparación con el laminado B1A, el cual cuenta con la presencia de capas de fibras orientadas a 45° (Tabla 5.2).
- En relación a las propiedades mecánicas  $\sigma_u$  y  $E_e$ , el laminado B1A (capas a 45°) tiene un valor de resistencia última y del módulo de elasticidad superior al laminado C1A (capas a 75°), a causa de que el laminado B1A tiene una orientación de fibras más cercana a 0° (Tabla 5.3). Por lo tanto, en el laminado B1A se tiene un aumento del  $\sigma_u$  de 117.274 MPa y del  $E_e$  de 6.34 GPa en comparación con el laminado C1A.

### 5.2.2 Laminado A2B y B2B

En el laminado A2B se utilizó la variación al método de manufactura por aplicación manual de la resina entre la pieza inferior del molde y la tela desplegable (sección 4.2.1.3.1) y en el laminado B2B se utilizó la variación al método de manufactura por regulación del flujo de resina al retirar la malla de distribución (sección 4.2.1.3.4). La variación en el método de manufactura utilizado para la fabricación de cada laminado provocó una diferencia del 0.064 en el valor de  $v_f$  entre ambos laminados: el laminado A2B tiene una  $v_f = 0.439 \pm 0.024$  y el laminado B2B tiene una  $v_f = 0.503 \pm 0.033$ .

En la Figura 5.11 se muestra la gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada del laminado A2B y B2B, se puede apreciar un comportamiento distinto entre ambos laminados, para el laminado A2B se tiene un daño severo del 72% en un nivel de vida a fatiga del 10%, en comparación con el laminado B2B en el cual al mismo nivel de vida a fatiga se genera un daño del 47%; sin embargo, en el laminado A2B y B2B al 90% de la vida a fatiga se obtiene un daño del 97% y 70%, respectivamente.



Del laminado A2B y B2B se pueden concluir los siguientes aspectos:

- a) Las variaciones al método de manufactura usadas para la fabricación de cada laminado permitieron una calidad distinta en la impregnación de la resina entre las capas de fibras. En el laminado A2B, se presentó un excedente de resina en la parte inferior del laminado (Anexo B-2) a causa de la naturaleza de la variación al método de manufactura por aplicación manual de la resina entre la pieza inferior del molde y la tela desplegable (sección 4.2.1.3.1). En el caso del laminado B2B, este laminado fue el primero en ser fabricado a través de la variación al método de manufactura por regulación de flujo de resina al retirar la malla de distribución (sección 4.2.1.3.4), por lo cual, se presentó un excedente de resina en la zona de entrada de la resina y la presencia de zonas en el laminado sin una buena calidad de impregnación de resina (Anexo B-7).

- b) En el laminado A2B, el registro del daño acumulado a través del  $\text{Daño}_e$  permite conocer que al 10% de la vida a fatiga se tiene un daño del 72%, lo cual se puede asociar a la calidad de la distribución de la resina en el laminado y a la delaminación de grupos de fibras a  $15^\circ$  (Figura 5.12), este estado de alto nivel de daño aumenta hasta la falla completa del laminado.
- c) En el laminado B2B, la presencia de capas de fibras a  $45^\circ$  y la calidad de la impregnación de la resina en las capas de fibras ocasionan que la vida a fatiga sea menor en comparación con el laminado A2B (Tabla 5.3), ya que al final de la vida a fatiga en el laminado B2B se presentan delaminaciones severas en las capas a  $45^\circ$  (Figura 5.13) reduciendo el número de ciclos a la falla completa.
- d) En relación a las propiedades mecánicas, de acuerdo a la literatura (sección 2.1.4) se puede estimar que en una lámina con una orientación de fibras a  $15^\circ$  se debe tener un valor de resistencia última superior en comparación con una lámina de orientación de fibras a  $45^\circ$ , sin embargo, la calidad de la distribución de la resina en el laminado A2B (capas a  $15^\circ$ ) ocasiona que la distribución de esfuerzos no sea uniforme en todo el laminado, lo cual genera la aparición de mecanismos de falla en una etapa temprana durante el ensayo de tensión, por lo tanto, el laminado A2B (capas a  $15^\circ$ ) tiene un valor de resistencia última menor en comparación con el laminado B2B (capas a  $45^\circ$ ).

### 5.2.3 Laminado A3B y B3B

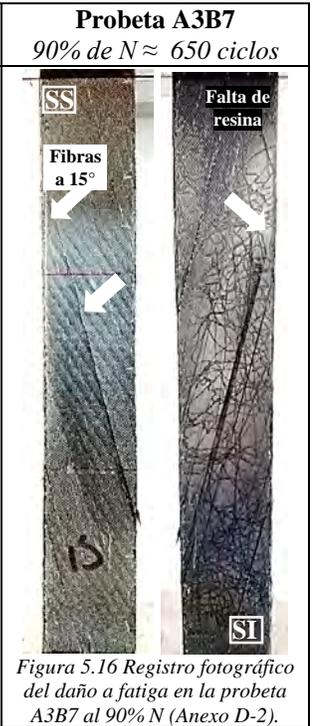
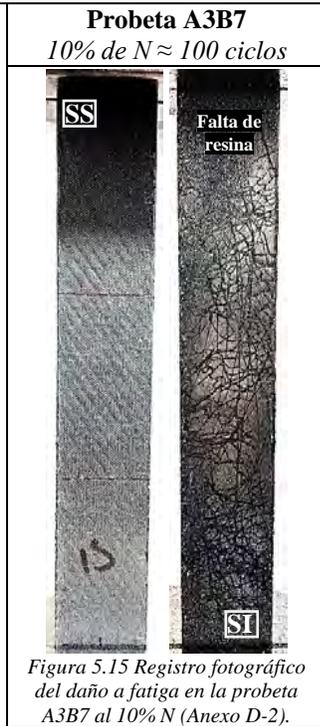
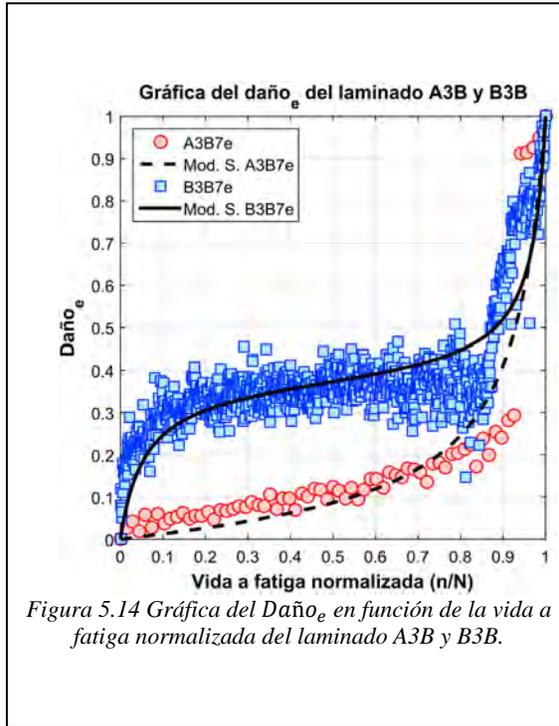
En el laminado A3B se utilizó la variación al método de manufactura por regulación del flujo de resina a través de la línea de entrada (sección 4.2.1.3.3) y en el laminado B3B se utilizó la variación al método de manufactura por modificación de la distribución interna de la resina (sección 4.2.1.3.5). La variación en el método de manufactura utilizado para la fabricación de cada laminado provocó una diferencia del 0.045 en el valor de  $v_f$  entre ambos laminados: el laminado A3B tiene una  $v_f = 0.533 \pm 0.022$  y el laminado B3B tiene una  $v_f = 0.578 \pm 0.026$ .

En la Figura 5.14 se muestra la gráfica del  $\text{Daño}_e$  en función de la vida a fatiga normalizada del laminado A3B y B3B, se puede apreciar un comportamiento distinto entre ambos laminados, para el laminado A3B se tiene un daño del 2% en un nivel de vida a fatiga del 10% y para el laminado B3B al mismo nivel de vida a fatiga se genera un daño del 25%; sin embargo, en el laminado A3B y B3B al 90% de la vida a fatiga se obtiene un daño de aproximadamente el 41% y 52%, respectivamente.

Del laminado A3B y B3B se pueden concluir los siguientes aspectos:

- a) Las variaciones al método de manufactura usadas para la fabricación de cada laminado permitieron una calidad distinta en la impregnación de la resina entre las capas de fibras. En el laminado A3B, se presentaron zonas en la superficie inferior del laminado sin una buena calidad de impregnación de resina (Anexo B-4) a causa de la variación al método de manufactura por regulación del flujo de resina a través de la línea de entrada (sección 4.2.1.3.3).
- e) A través del registro fotográfico, en el laminado A3B al 10% de la vida a fatiga no se presenta un daño notable en el material compuesto (Figura 5.15), además, el registro del daño acumulado a través del  $\text{Daño}_e$  permite confirmar que en laminado A3B se tiene un daño mínimo del 2% al 10% de la vida a fatiga, lo cual se puede asociar a la presencia de capas de fibras sin impregnación de resina en la superficie inferior del laminado (Figura 5.15).

- f) Sin embargo, la vida a fatiga del laminado A3B es menor en comparación con el laminado B3B, ya que al final de la vida a fatiga se presentan delaminaciones severas en el laminado A3B (Figura 5.16) reduciendo el número de ciclos a la falla completa.
- b) En relación a las propiedades mecánicas  $\sigma_u$  y  $E_e$ , el laminado A3B (capas a  $15^\circ$ ) tiene un valor de resistencia última y del módulo de elasticidad superior al laminado B3B (capas a  $45^\circ$ ), a causa de tener una orientación de fibras más cercana a  $0^\circ$  y la presencia de fibras sin impregnación de resina.



### 5.3 Influencia de la secuencia de apilamiento en la evolución del daño y en las propiedades mecánicas

La influencia de la secuencia de apilamiento de las capas de fibras en la evolución del daño y en las propiedades mecánicas de los laminados de estudio se determina al comparar los laminados que comparten la misma orientación de fibras y cierto rango de fracción de volumen de fibras (Tabla 5.4).

Tabla 5.4 Vida a fatiga y propiedades mecánicas de los laminados de estudio que comparten la misma orientación de fibras y cierto rango de fracción de volumen de fibras.

Laminados		$v_f$	Fatiga		Propiedades mecánicas del laminado	
			Probeta	N (ciclos)	$\sigma_u$ (MPa)	$E_e$ (GPa)
A2B	[+15/0/-15]s	0.439±0.024	A2B7	1,594	431.960±13.012	--
A3B	[+15/-15/0]s	0.533±0.022	A3B7	684	683.808±54.868	87.9±2.595
Diferencia prom.		0.094		910	251.848	--
B1B	[0/+45/-45]s	0.590±0.026	B1B6	1,132	346.617±9.120	34.085±4.026
B3A	[+45/-45/0]s	0.590±0.020	B3A4	5,537	695.316±41.117	41.202±0.800
Diferencia prom.		0		4,405	348.699	7.117

### 5.3.1 Laminado A2B y A3B

En el laminado A2B se utilizó la variación al método de manufactura por aplicación manual de la resina entre la pieza inferior del molde y la tela desplegable (sección 4.2.1.3.1) y en el laminado A3B se utilizó la variación al método de manufactura por regulación del flujo de resina a través de la línea de entrada (sección 4.2.1.3.3) La variación en el método de manufactura utilizado para la fabricación de cada laminado provocó una diferencia del 0.094 en el valor de  $v_f$  entre ambos laminados: el laminado A2B tiene una  $v_f = 0.439 \pm 0.024$  y el laminado A3B tiene una  $v_f = 0.533 \pm 0.022$ .

En la Figura 5.17 se muestra la gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada del laminado A2B y A3B, se puede apreciar un comportamiento notablemente distinto entre ambos laminados, para el laminado A2B se tiene un daño severo del 72% en un nivel de vida a fatiga del 10%, en comparación con el laminado A3B en el cual al mismo nivel de vida a fatiga se genera un daño de aproximadamente el 2%; sin embargo, en el laminado A2B y A3B al 90% de la vida a fatiga se obtiene un daño de aproximadamente el 97% y 42%, respectivamente.

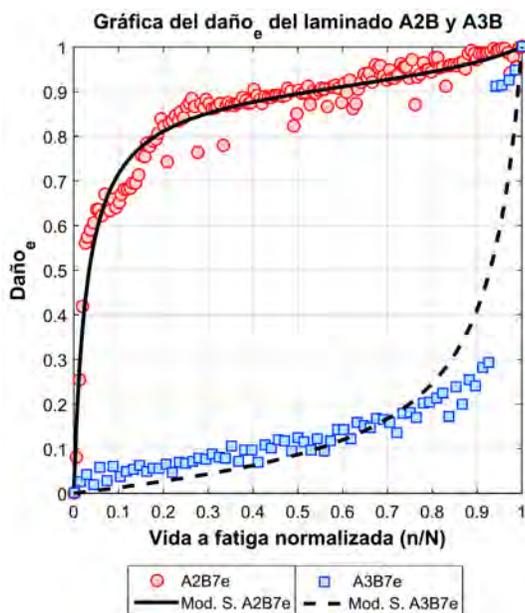
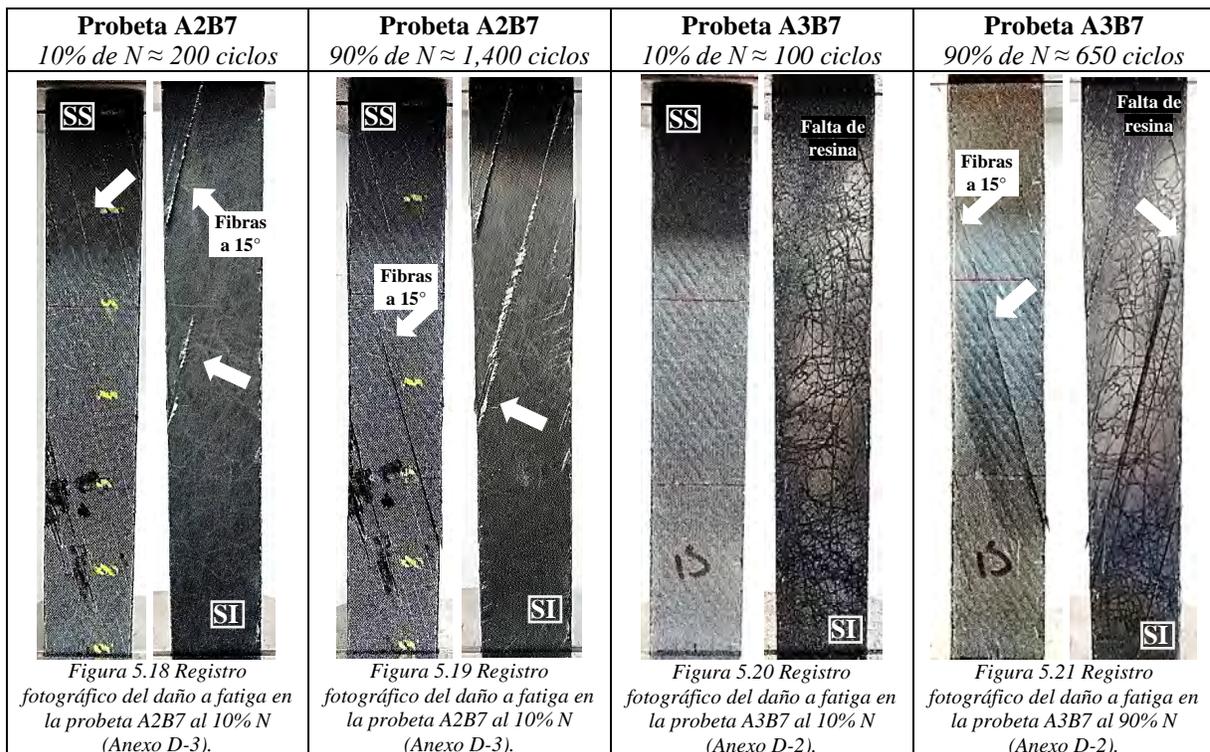


Figura 5.17 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada del laminado A2B y A3B.

Del laminado A2B y A3B se pueden concluir los siguientes aspectos:

- a) Las variaciones al método de manufactura usadas para la fabricación de cada laminado permitieron una calidad distinta en la impregnación de la resina entre las capas de fibras. En el laminado A2B, se presentó un excedente de resina en la parte inferior del laminado (Anexo B-2) a causa de la naturaleza de la variación al método de manufactura por aplicación manual de la resina entre la pieza inferior del molde y la tela desplegable (sección 4.2.1.3.1). En el caso del laminado A3B, se presentaron zonas en la superficie inferior del laminado sin una buena calidad de impregnación de resina (Anexo B-4) a causa de la variación al método de manufactura por regulación del flujo de resina a través de la línea de entrada (sección 4.2.1.3.3).

- b) En el laminado A3B al 10% de la vida a fatiga no se presenta un daño notable en el material compuesto a través del análisis del registro fotográfico (Figura 5.20), además, el registro del daño acumulado a través del  $\text{Daño}_e$  permite confirmar que en laminado A3B se tiene un daño mínimo del 2% al 10% de la vida a fatiga, lo cual se puede asociar a la presencia de capas de fibras sin impregnación de resina en la superficie inferior del laminado (Figura 5.20). Sin embargo, la vida a fatiga del laminado A3B es menor en comparación con el laminado A2B, ya que al final de la vida a fatiga se presentan delaminaciones severas en el laminado A3B (Figura 5.21) reduciendo el número de ciclos a la falla completa.
- c) En el laminado A2B, el registro del daño acumulado a través del  $\text{Daño}_e$  permite conocer que al 10% de la vida a fatiga se tiene un daño del 72%, lo cual se puede asociar a la calidad de la distribución de la resina en el laminado y a la delaminación de grupos de fibras a  $15^\circ$  (Figura 5.18), este estado de alto nivel de daño aumenta (Figura 5.19) hasta la falla completa del laminado.
- d) En relación a las propiedades mecánicas, el laminado A3B (capas a  $15^\circ$ ) tiene un valor de resistencia última superior al laminado A2B (capas a  $15^\circ$ ), esto es ocasionado por la presencia de fibras sin impregnación de resina en el laminado A3B.



### 5.3.2 Laminado B1B y B3A

En el laminado B1B y B3A se utilizó la misma variación al método de manufactura por regulación del flujo de resina al retirar la malla de distribución (sección 4.2.1.3.4). Por lo tanto, la fracción de volumen de fibras es de 0.59 en ambos laminados.

En la Figura 5.22 se muestra la gráfica del  $\text{Daño}_e$  en función de la vida a fatiga normalizada del laminado B1B y B3A, se puede apreciar un comportamiento distinto entre ambos laminados, para el laminado B1B

se tiene un daño del 10% en un nivel de vida a fatiga del 10%, en comparación con el laminado B3A en el cual al mismo nivel de vida a fatiga se genera un daño del 33%; sin embargo, en el laminado B1B y B3A al 90% de la vida a fatiga se obtiene un daño de aproximadamente el 31% y 55%, respectivamente.

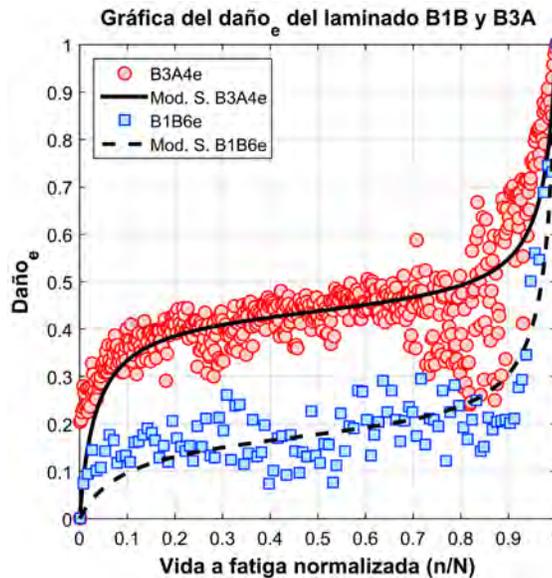
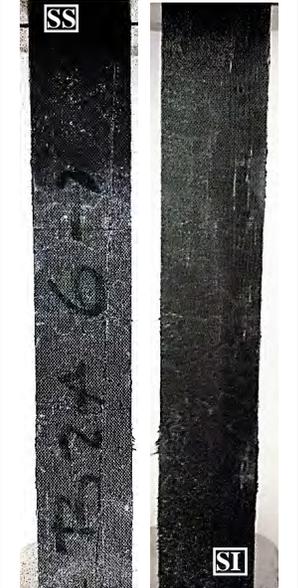
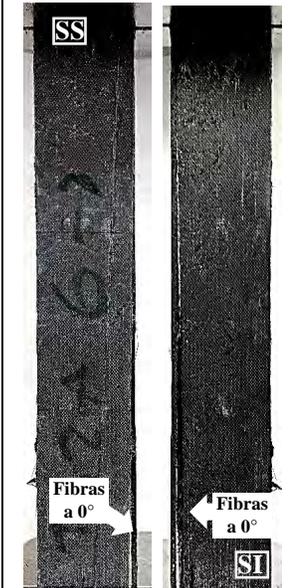
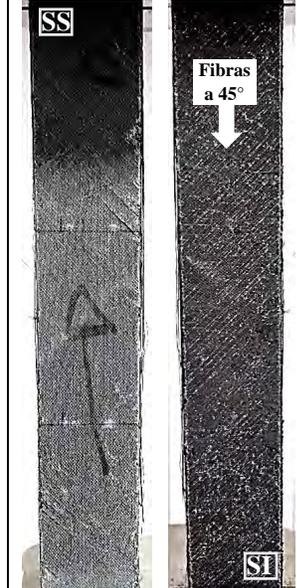
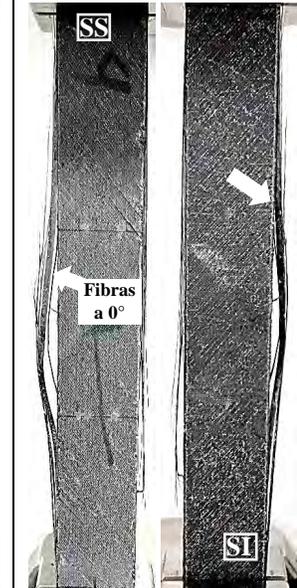


Figura 5.22 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada del laminado B1B y B3A

Del laminado B1B y B3A se pueden concluir los siguientes aspectos:

- En el laminado B1B ( $[0/+45/-45]_s$ ) las capas de fibras orientadas a  $0^\circ$  se encuentran en el exterior del laminado, a diferencia del laminado B3A ( $[+45/-45/0]_s$ ) que contiene las capas de fibras a  $0^\circ$  en el plano simétrico del laminado.
- En el laminado B3A, la presencia de las capas de fibras orientadas a  $45^\circ$  en el exterior del laminado ocasiona que la redistribución de esfuerzos interlaminares genere un alto nivel de agrietamiento de la matriz (Daño<sub>e</sub>=33% al 10% de N) desde una etapa temprana de la vida a fatiga (Figura 5.25), este daño aumenta progresivamente con el transcurso de la aplicación de las cargas cíclicas; sin embargo, al final de la vida a fatiga del laminado B3A, el estado de redistribución de esfuerzos interlaminares prolonga el número de ciclos a la ruptura de las capas de fibras a  $0^\circ$  ubicadas en el plano simétrico del laminado (Figura 5.26), por lo cual, la vida a fatiga del laminado B3A es mayor en comparación con el laminado B1B.
- En el caso del laminado B1B, la presencia de las capas de fibras orientadas a  $0^\circ$  en el exterior del laminado ocasiona que la redistribución de esfuerzos interlaminares genere un bajo nivel de agrietamiento de matriz (Daño<sub>e</sub>=10% al 10% de N) desde una etapa temprana de la vida a fatiga (Figura 5.23), este daño aumenta progresivamente con el transcurso de la aplicación de las cargas cíclicas (Figura 5.24); sin embargo, al final de la vida a fatiga del laminado B1B, el estado de redistribución de esfuerzos interlaminares disminuye el número de ciclos a la ruptura de las capas de fibras a  $0^\circ$ , por lo cual, la vida a fatiga del laminado B1B es menor en comparación con el laminado B3A.

- d) Por lo tanto, la presencia de las capas de fibras orientadas a  $0^\circ$  en el exterior del laminado B1B genera una disminución en la vida a fatiga de 4,405 ciclos en comparación con el laminado B3A, el cual cuenta con la presencia de capas de fibras a  $0^\circ$  en el interior del laminado (Tabla 5.4).
- e) En relación a las propiedades mecánicas  $\sigma_u$  y  $E_e$ , el laminado B3A tiene un valor de resistencia última y del módulo de elasticidad superior al laminado B1B, lo cual también es un indicio de la importancia de la secuencia de apilamiento, ya que el comportamiento de los esfuerzos interlaminares es distinto en cada laminado.

<b>Probeta B1B6</b> 10% de $N \approx 100$ ciclos	<b>Probeta B1B6</b> 90% de $N \approx 1,000$ ciclos	<b>Probeta B3A4</b> 10% de $N \approx 500$ ciclos	<b>Probeta B3A4</b> 90% de $N \approx 5,000$ ciclos
			
<p>Figura 5.23 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B1B6 al 10% N (Anexo D-5).</p>	<p>Figura 5.24 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B1B6 al 90% N (Anexo D-5).</p>	<p>Figura 5.25 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B3A4 al 10% N (Anexo D-7).</p>	<p>Figura 5.26 Registro fotográfico del daño a fatiga en la probeta B3A4 al 90% N (Anexo D-7).</p>



# Capítulo 6

---

## Diseño de materiales compuestos estructurales con enfoque en tolerancia al daño

En este capítulo se describen las bases de una metodología para el diseño de materiales compuestos estructurales con enfoque en tolerancia al daño que tiene como propósito prolongar la vida a fatiga. Los alcances de esta metodología son recomendaciones de diseño a través de las variables del diseño mecánico: fracción de volumen de fibras, orientación de las fibras y secuencia de apilado, en los materiales compuestos laminados.

### **6.1 Fatiga en materiales compuestos laminados**

La fatiga es un fenómeno que causa la degradación de las propiedades mecánicas de los materiales compuestos, este proceso de degradación ocurre a través de diversos mecanismos de acumulación del daño: agrietamiento de matriz, delaminación, desunión fibra-matriz y ruptura de las fibras. Los mecanismos de daño provocan un estado de alta complejidad en la acumulación del daño, ya que estos mecanismos pueden interactuar entre sí o aparecer en etapas tempranas de la vida a fatiga de los materiales compuestos laminados.

La existencia de diferentes variables de diseño mecánico en los materiales compuestos (fracción de volumen de fibras, orientación de las fibras, secuencia de apilado, etc.) crea una gran diversidad de estados de acumulación del daño a fatiga. Por lo tanto, el diseño a fatiga en materiales compuestos se debe enfocar en la tolerancia a la acumulación del daño con el propósito de prolongar la vida a fatiga.

### **6.2 Recomendaciones de diseño para prolongar la vida a fatiga de los materiales compuestos laminados**

Las recomendaciones de diseño se determinaron a través del análisis de los resultados obtenidos del diseño experimental en el presente trabajo, las cuales tienen como objetivo prolongar la vida a fatiga de un material compuesto laminado. A continuación se describen los alcances de estas recomendaciones de diseño:

- a) Materiales: Fibras largas y matriz polimérica.
- b) Material compuesto estructural: Laminado.
- c) Configuración del laminado: Balanceado y simétrico.

- d) Parámetros de la curva cíclica (fatiga):
- Forma: Triangular
  - Amplitud: Constante
  - Control: Esfuerzo (Fuerza)
  - Frecuencia:  $\leq 10$  Hz.
  - Razón de esfuerzo: 0.1
  - Esfuerzo máximo: Fatiga de bajos ciclos ( $\geq 50\% \sigma_u$ )
- e) Las recomendaciones de diseño propuestas en el presente trabajo permiten reducir las iteraciones entre las etapas del diseño y número de pruebas experimentales dentro de una metodología para el diseño de materiales compuestos laminados sometidos a un historial de cargas (sección 6.3).

### 6.2.1 Fracción de volumen de fibras

En presencia de una fracción de volumen de matriz predominante dentro de un material compuesto laminado, la fracción más importante de acumulación del daño ocurre en la etapa temprana de la vida a fatiga; sin embargo, al final de la vida a fatiga, esta condición permite mejorar la redistribución de los esfuerzos dentro del laminado, por lo tanto, las láminas que soportan principalmente la carga (láminas a  $0^\circ$ ) son capaces de soportar una mayor cantidad de ciclos de carga antes de fallar completamente. Este comportamiento se observó en el laminado [0/+45/-45]<sub>s</sub>, en el cual se obtiene un aumento en la vida a fatiga del 19.8% a través de una disminución de la fracción de volumen de fibras del 0.198 (sección 5.1.2).

### 6.2.2 Orientación de las fibras

La presencia de capas de fibras orientadas a  $75^\circ$  con respecto al eje de carga, dentro de un material compuesto laminado, ocasiona que la vida a fatiga sea menor en comparación con un laminado que contiene capas de fibras orientadas a  $45^\circ$ . En esta condición, la fracción más importante de acumulación del daño ocurre en la etapa temprana de la vida a fatiga, el cual consiste en un alto nivel de agrietamiento de la matriz en los bordes libres del material compuesto que ocasiona la delaminación de grupos de fibras en las láminas, por lo cual, al final de la vida a fatiga, el alto nivel de daño en las láminas que soportan principalmente la carga (capas de fibras a  $0^\circ$ ) acorta la vida a fatiga del material compuesto. Este comportamiento se observó en el laminado [0/+75/-75]<sub>s</sub>, en el cual se obtiene una reducción en la vida a fatiga del 17.8% en comparación con una configuración [0/+45/-45]<sub>s</sub> (sección 5.2.1).

### 6.2.3 Secuencia de apilamiento

La presencia de las capas de fibras orientadas a  $0^\circ$  en el exterior del laminado ocasiona una menor vida a fatiga en comparación con un laminado que contiene las capas de fibras a  $0^\circ$  en el plano simétrico. En esta condición, el estado de la redistribución de los esfuerzos interlaminares genera un bajo nivel de agrietamiento de matriz en la etapa temprana de la vida a fatiga; sin embargo, al final de la vida a fatiga, el estado de la redistribución de esfuerzos interlaminares disminuye el número de ciclos a la ruptura de las capas de fibras a  $0^\circ$ . Este comportamiento se observó en el laminado [0/+45/-45]<sub>s</sub> y [+45/-45/0]<sub>s</sub>, la presencia de las capas de fibras orientadas a  $0^\circ$  en el exterior de una configuración [0/+45/-45]<sub>s</sub> genera una disminución en la vida a fatiga del 79.6% en comparación con un laminado que contiene las capas de fibras orientadas a  $0^\circ$  en el interior de la configuración [+45/-45/0]<sub>s</sub> (sección 5.3.2).

### 6.3 Metodología para el diseño de materiales compuestos sometidos a un historial de cargas (estáticas y cíclicas)

A continuación se describe la metodología para diseñar materiales compuestos laminados sometidos a un historial de cargas (Figura 6.1), en la cual se desarrolla de forma breve el proceso general para el diseño de materiales compuestos y se indican las etapas en las cuales influyen las recomendaciones de diseño determinadas en el presente trabajo.

1. **Historial de cargas:** Se obtiene a través de un monitoreo (desplazamientos, aceleraciones, etc.) de un componente o una estructura que se pretende diseñar, del cual se adquieren los valores de las cargas estáticas y cíclicas.
2. **Cargas estáticas:** Primero, se realiza el diseño del material compuesto laminado tomando en cuenta las cargas estáticas; después, este laminado es evaluado para las condiciones de cargas cíclicas.
3. **Laminado:** Se propone una configuración de laminado considerando los efectos de las variables del diseño mecánico (orientación de fibras, la secuencia de apilamiento, la fracción de volumen de fibras, etc.) en las propiedades mecánicas (resistencia última, módulo de elasticidad, vida a fatiga, etc.). Se sugiere tomar en cuenta las recomendaciones de diseño encontradas en el presente trabajo para reducir las iteraciones entre las etapas del diseño y también reducir el número de pruebas experimentales.
4. **Recomendaciones de diseño para prolongar la vida a fatiga:** Las recomendaciones de diseño propuestas en el presente trabajo se encuentran en la sección 6.2, las cuales tienen como propósito prolongar la vida a fatiga del material compuesto, reducir las iteraciones entre las etapas del diseño y también reducir el número de pruebas experimentales.
5. **Análisis de esfuerzos y teorías de falla:** Existen diversas teorías y modelos para el análisis de esfuerzos en materiales compuestos, uno de los más conocidos es la *teoría clásica de laminados* [13], la cual permite estimar las propiedades mecánicas de un laminado conociendo el comportamiento mecánico de una lámina, por lo tanto, se requieren de *pruebas experimentales en una lámina* o estimar las propiedades mecánicas de una lámina utilizando teorías micromecánicas (regla de mezclas [57], ecuaciones Halpin-Tsai [57], etc.). Posteriormente, se evalúan los resultados del análisis de esfuerzos del laminado con las teorías de falla para materiales compuestos (Hashin [74], Tsai-Wu [15], Tsai-Hill [15], etc.) y se realizan *pruebas experimentales con el laminado seleccionado* para validar los resultados. Se recomienda utilizar la norma ASTM D3039 [61] para realizar las pruebas de tensión y determinar las propiedades mecánicas de una lámina o laminado.
6. **Falla estática:** Si el laminado seleccionado falla al someterse a la carga estática de acuerdo a las teorías de falla o de los resultados experimentales se debe regresar a la etapa 3, con el propósito de modificar los valores de las variables del diseño (orientación de fibras, secuencia de apilamiento, fracción de volumen de fibras, etc.). Si el laminado no falla al someterse a la carga estática se procede a evaluarlo a través de las cargas cíclicas.
7. **Cargas cíclicas:** Las cargas cíclicas pueden tener un aspecto aleatorio (magnitud, frecuencia y duración), por lo tanto, un tipo de estudio ampliamente utilizado es la simplificación del comportamiento a fatiga en *casos representativos*, los cuales consisten en manejar de forma constante los siguientes parámetros: amplitud de la carga; razón de carga, la cual puede ser tensión-tensión,

tensión-compresión, etc.; frecuencia de la carga, ya sea a bajas o altas frecuencias; y forma de la curva cíclica, de las más utilizadas como objeto de estudio son la sinusoidal y triangular [21], [22].

- 8. Fatiga:** Se requiere obtener la curva S-N del laminado seleccionado para ser evaluado a través de las cargas cíclicas. La curva S-N permite conocer la resistencia a fatiga del material compuesto a cierta cantidad de ciclos de carga. Se recomienda utilizar métodos de pruebas estandarizados para generar la curva S-N en materiales compuestos, por ejemplo, la norma ASTM D3479 [58] establece un procedimiento para obtener la curva S-N de fatiga tensión-tensión en materiales compuestos.
  - a) Ensayo a fatiga:** Se debe determinar la cantidad de probetas del laminado para realizar el ensayo a fatiga, ya sea a través de una norma estandarizada o de un diseño experimental.
  - b) Diagrama S-N:** De los resultados obtenidos del ensayo a fatiga se genera el diagrama S-N, el cual consiste en un diagrama de dispersión que permite conocer la resistencia a fatiga del material a cierta cantidad de ciclos de carga.
  - c) Modelo de vida a fatiga:** A través de la selección de un modelo fenomenológico y de un análisis de regresión se puede generar una ecuación que describa a través de una curva el comportamiento de la resistencia a fatiga del material a cierta cantidad de ciclos de carga.
  - d) Análisis de vida a fatiga:** El laminado seleccionado se evalúa con las cargas cíclicas a través del modelo de vida a fatiga.
  
- 9. Falla a fatiga:** Si el laminado seleccionado falla al ser evaluado con las cargas cíclicas a través del modelo de vida a fatiga se regresa a la etapa 3, con el propósito de modificar las variables del diseño (orientación de fibras, secuencia de apilamiento, fracción de volumen de fibras, etc.). Si el laminado no falla al someterse a las cargas cíclicas se aprueba el diseño.

#### **10. Diseño aprobado.**

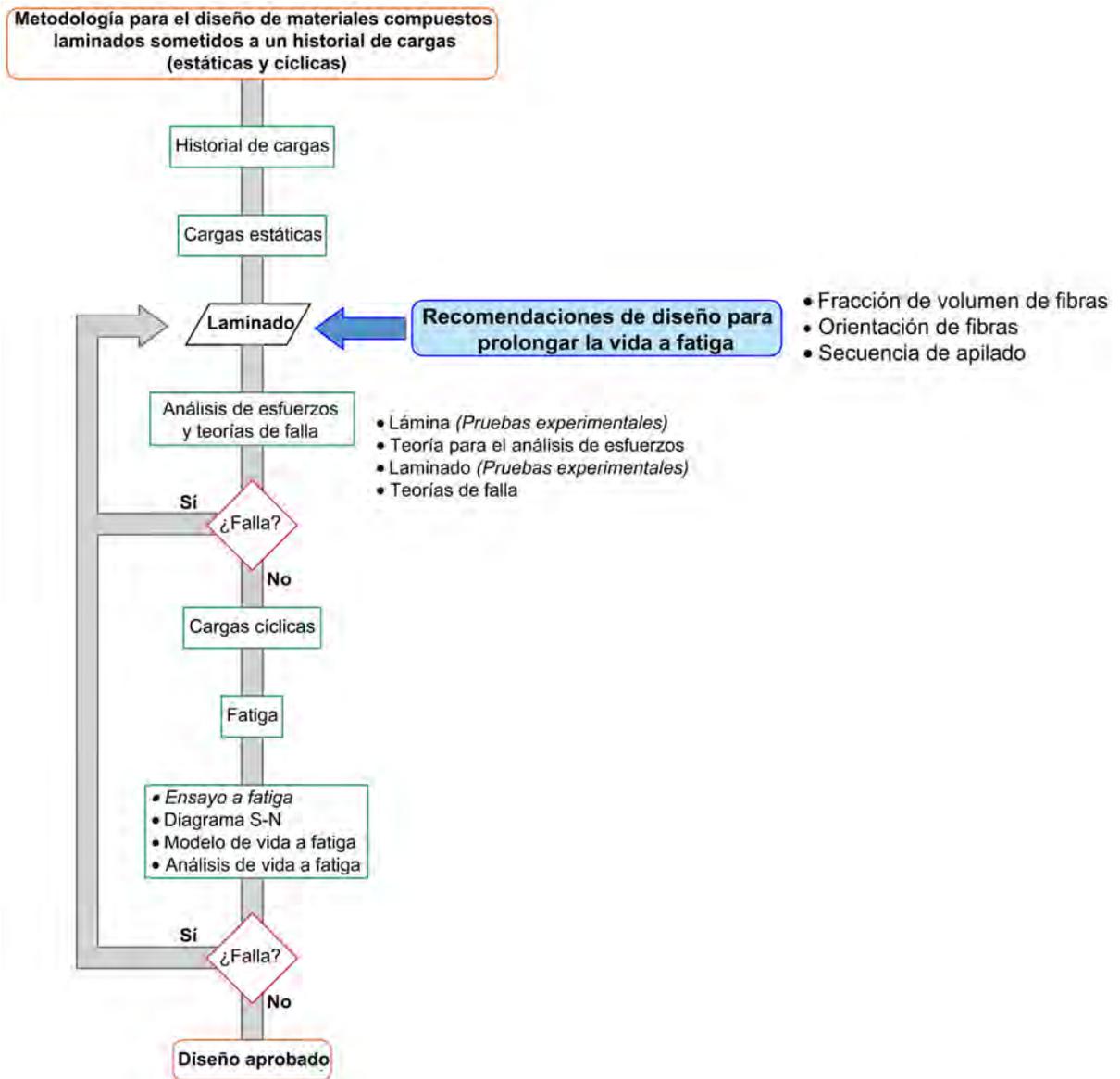


Figura 6.1 Metodología para el diseño de materiales compuestos sometidos a un historial de cargas y en la cual se indica las recomendaciones de diseño para prolongar la vida a fatiga.



# Capítulo 7

## Conclusiones y trabajos futuros

En el presente trabajo se plantearon las bases de una metodología para el diseño de materiales compuestos estructurales con enfoque en tolerancia al daño, la cual a través de recomendaciones de diseño se tiene como objetivo prolongar la vida a fatiga. Las recomendaciones de diseño se determinaron a través de un estudio experimental de cómo influyen la fracción de volumen de fibras, la orientación de fibras y la secuencia de apilamiento en la degradación del material compuesto sometido a cargas cíclicas.

### 7.1 Conclusiones

Del presente trabajo se establecen las siguientes conclusiones:

1. En la revisión de la literatura se encontró que la acumulación del daño ocasionado por la fatiga en los materiales compuestos laminados es un proceso de alta complejidad, ya que los mecanismos de falla (desunión fibra-matriz, agrietamiento de la matriz, delaminación y ruptura de las fibras) pueden interactuar entre sí o aparecer en etapas tempranas de la vida a fatiga.
2. La cuantificación de la acumulación del daño dentro del material compuesto permite determinar de forma cuantitativa como influyen las variables del diseño (fracción de volumen de fibras, orientación de fibras y secuencia de apilamiento) en la degradación de las propiedades mecánicas del material compuesto; por lo tanto, se realizó una búsqueda de modelos cuantitativos para el estudio del daño a cargas cíclicas en materiales compuestos.
3. No existe dentro de la literatura un modelo basado en la micromecánica con la capacidad de estimar la evolución del daño a fatiga a través del seguimiento de cada mecanismo de falla hasta la falla completa del material compuesto. Sin embargo, existen modelos cuantitativos a nivel macromecánico que permiten estimar de forma global el comportamiento de la evolución del daño a fatiga hasta la falla final del material compuesto, tales como, los modelos fenomenológicos basados en la degradación de las propiedades elásticas. Por lo tanto, se utilizó el concepto de daño propuesto por Mao y Mahadevan [50] y el modelo fenomenológico para la predicción de la evolución del daño a fatiga de Shiri et al. [52], los cuales están basados en la degradación del módulo de elasticidad longitudinal del material compuesto.
4. Se realizó un estudio experimental para encontrar los criterios necesarios para minimizar la degradación del material compuesto laminado sometido a cargas cíclicas y así prolongar la vida a fatiga, el cual involucra: a) diseño experimental, en el cual se realiza el diseño de un estudio paramétrico a través de las variables de estudio (fracción de volumen de fibras, orientación de fibras y secuencia de apilamiento), después, se selecciona el método de manufactura para los laminados de estudio, y por último, se definen los parámetros de la máquina de ensayos para realizar las pruebas en materiales compuestos; b) pruebas y resultados, en la cual se obtienen los resultados del estudio del daño generado por las cargas cíclicas a través de la realización de la manufactura, ensayos de tensión y fatiga.

5. En los ensayos de tensión, se utilizó la norma ASTM D3039 [61] para determinar las propiedades mecánicas de los materiales compuestos laminados y la máquina de ensayos Shimadzu AG-X plus 100 kN. En los ensayos a cargas cíclicas, se propuso una secuencia de cargas que incluye los ensayos de fatiga para representar la curva cíclica y los ensayos de tensión para obtener los registros de la degradación del módulo de elasticidad longitudinal del material compuesto, por lo tanto, se utilizó la norma ASTM D3479 [58] para el ensayo de fatiga, la norma ASTM D3039 [61] para determinar el módulo de elasticidad longitudinal del material compuesto y la máquina de ensayos Shimadzu AG-X plus 100 kN.
6. El módulo de elasticidad longitudinal se determinó considerando el registro de la deformación a través de dos medios: el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ); por lo tanto, de cada ensayo de tensión y de fatiga se obtienen dos registros del módulo de elasticidad longitudinal ( $E_m$  y  $E_e$ ). Sin embargo, durante la aplicación de la secuencia de cargas (ensayo de tensión y fatiga) se presentó un comportamiento variable de  $E_m$  durante el transcurso de las cargas cíclicas, es decir, el valor de  $E_m$  disminuía o aumentaba con respecto al valor del módulo de elasticidad del material en su estado inicial o *virgen*; el fenómeno presentado en el valor de  $E_m$  durante la aplicación de la secuencia de cargas (ensayo de tensión y fatiga) se puede asociar a los siguientes factores: a) el principio de funcionamiento de la sujeción y la generación manual de la fuerza inicial de apriete en ambas mordazas de la máquina de ensayos y b) el daño transversal en la zona de sujeción del material compuesto, ya que las fuerzas horizontales podrían ser superiores a las propiedades mecánicas transversales del material compuesto.
7. El concepto de daño acumulado ( $D$ ) propuesto por Mao y Mahadevan [50] permite utilizar los registros del módulo de elasticidad longitudinal ( $E_m$  y  $E_e$ ) para obtener dos comportamientos del daño acumulado ( $Daño_m$  y  $Daño_e$ ) del material compuesto laminado; sin embargo, el  $Daño_m$  es descartado del análisis de resultados del presente trabajo por estar influenciado por las variaciones en los valores de  $E_m$  durante el transcurso de las cargas cíclicas, esta dependencia genera que en la mayoría de los laminados los valores del  $Daño_m$  no se localicen dentro del rango de 0 y 1, es decir, entre el estado inicial o *virgen* del material ( $D=0$ ) hasta la falla completa del material compuesto ( $D=1$ ). Por lo tanto, el modelo Shiri [52] para describir la evolución del daño sólo se utiliza en la descripción del daño acumulado por el  $Daño_e$ .
8. Se seleccionó de cada laminado una probeta representativa para analizar la influencia de las variables de estudio (fracción de volumen de fibras, la orientación de fibras y la secuencia de apilamiento) en la evolución del daño por cargas cíclicas, con el propósito de encontrar los criterios necesarios para minimizar la degradación del material compuesto laminado sometido a cargas cíclicas y así prolongar la vida a fatiga. La selección de la probeta representativa se basa en la elección de la probeta con mayor vida a fatiga, ya que en las probetas con bajo nivel de vida a fatiga su falla es causada por la aparición de mecanismos de falla en una etapa temprana.
9. Del análisis de resultados del estudio experimental se determinaron recomendaciones de diseño que tienen como propósito prolongar la vida a fatiga de material compuesto laminado, además, al utilizarlas en una metodología de diseño de materiales compuestos laminados sometidos a un historial de cargas (estáticas y cíclicas) permite reducir las iteraciones entre las etapas del diseño y también reducir el número de pruebas experimentales.

10. En la variable de diseño de fracción de volumen de fibras se determinó que en presencia de una fracción de volumen de matriz predominante dentro de un material compuesto laminado, la fracción más importante de acumulación del daño ocurre en la etapa temprana de la vida a fatiga; sin embargo, al final de la vida a fatiga, esta condición permite mejorar la redistribución de los esfuerzos dentro del laminado, por lo tanto, las láminas que soportan principalmente la carga (láminas a  $0^\circ$ ) son capaces de soportar una mayor cantidad de ciclos de carga antes de fallar completamente. Este comportamiento se observó en el laminado  $[0/+45/-45]_s$ , en el cual se obtiene un aumento en la vida a fatiga del 19.8% a través de una disminución del 0.198 en la fracción de volumen de fibras.
11. En la variable de diseño de orientaciones de las fibras se determinó que en presencia de capas de fibras orientadas a  $75^\circ$  con respecto al eje de carga, dentro de un material compuesto laminado, ocasiona que la vida a fatiga sea menor en comparación con un laminado que contiene capas de fibras orientadas a  $45^\circ$ . En esta condición, la fracción más importante de acumulación del daño ocurre en la etapa temprana de la vida a fatiga, el cual consiste en un alto nivel de agrietamiento de la matriz en los bordes libres del material compuesto que ocasiona la delaminación de grupos de fibras en las láminas, por lo cual, al final de la vida a fatiga, el alto nivel de daño en las láminas que soportan principalmente la carga (capas de fibras a  $0^\circ$ ) acorta la vida a fatiga del material compuesto. Este comportamiento se observó en el laminado  $[0/+75/-75]_s$ , en el cual se obtiene una reducción en la vida a fatiga del 17.8% en comparación con una configuración  $[0/+45/-45]_s$ .
12. En la variable de diseño de secuencia de apilamiento se determinó que en presencia de las capas de fibras orientadas a  $0^\circ$  en el exterior del laminado ocasiona una menor vida a fatiga en comparación con un laminado que contiene las capas de fibras a  $0^\circ$  en el plano simétrico. En esta condición, el estado de la redistribución de los esfuerzos interlaminares genera un bajo nivel de agrietamiento de matriz en la etapa temprana de la vida a fatiga; sin embargo, al final de la vida a fatiga, el estado de la redistribución de esfuerzos interlaminares disminuye el número de ciclos a la ruptura de las capas de fibras a  $0^\circ$ . Este comportamiento se observó en el laminado  $[0/+45/-45]_s$  y  $[+45/-45/0]_s$ , la presencia de las capas de fibras orientadas a  $0^\circ$  en el exterior de una configuración  $[0/+45/-45]_s$  genera una disminución en la vida a fatiga del 79.6% en comparación con un laminado que contiene las capas de fibras orientadas a  $0^\circ$  en el interior de la configuración  $[+45/-45/0]_s$ .
13. Del análisis de resultados de la manufactura de los laminados, se recomienda utilizar las siguientes variaciones al método de manufactura por infusión de resina con el propósito de asegurar la calidad de impregnación de la resina en las fibras de presentación textil de tela no-tejido unidireccional: a) en presencia de fracción de volumen de fibras predominante dentro de un material compuesto se recomienda utilizar la variación al método de manufactura por modificación de la distribución interna de la resina (sección 4.2.1.3.5) y regulación del flujo de resina al retirar la malla de distribución (sección 4.2.1.3.4); b) en presencia de fracción de volumen de matriz predominante dentro del material compuesto se recomienda utilizar la variación al método por aplicación manual de la resina entre cada capa de fibras (sección 4.2.1.3.2).

## **7.2 Recomendaciones de trabajos futuros**

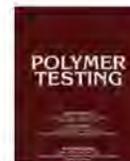
Las siguientes recomendaciones de trabajos futuros tienen como propósito ampliar los aportes presentados en este trabajo:

1. Verificar las recomendaciones propuestas de diseño para prolongar la vida a fatiga de un material compuesto laminado a través de casos de diseño con diferentes historiales de cargas (estáticas y cíclicas).
2. Para determinar más recomendaciones de diseño con el objetivo de prolongar la vida a fatiga del material compuesto se propone investigar la influencia de otros parámetros de las cargas cíclicas, tales como: cargas de amplitud variable, frecuencia de carga superior a los 10 Hz, diferentes razones de esfuerzos, fatiga de altos ciclos, etc.
3. Estudiar la acumulación del daño a fatiga en otros tipos de materiales compuestos estructurales, tales como: materiales compuestos híbridos, materiales compuestos laminados reforzados con un núcleo (sándwich), etc.



Contents lists available at ScienceDirect

Polymer Testing

journal homepage: [www.elsevier.com/locate/polyst](http://www.elsevier.com/locate/polyst)

Material Behaviour

## Fractographic relation between progressive failure and strain measurement techniques for recently developed configuration of carbon fiber/epoxy laminate



Jan Mayén<sup>a,\*</sup>, Arturo Abúndez<sup>a</sup>, Enrique Alcudia<sup>a</sup>, José Antonio Arellano<sup>a</sup>, Jorge Colín<sup>a</sup>,  
Isa Pereyra<sup>b</sup>, Iván Puente-Lee<sup>c</sup>

<sup>a</sup> Tecnológico Nacional de México/Centro Nacional de Investigación y Desarrollo Tecnológico (CENIDET), Prolongación Palmira s/n esq. Apatzingán, Col. Palmira, Cuernavaca, Morelos, Mexico

<sup>b</sup> CIICA/FCQe/Universidad Autónoma del Estado de Morelos Av. Universidad 1001 Col. Chamilpa C.P. 62209 Cuernavaca, Morelos, Mexico

<sup>c</sup> Facultad de Química/ICF/Universidad Nacional Autónoma de México, Coyoacán, D. F. C. P. 04510, Mexico

### ARTICLE INFO

#### Article history:

Received 23 September 2016

Accepted 27 October 2016

Available online 19 November 2016

#### Keywords:

Carbon fiber/epoxy laminates

Composites

Fractography

Tensile failure

SEM

### ABSTRACT

In this work, fracture mechanisms of a newly developed carbon fiber/epoxy laminate [+75/0/-75]<sub>s</sub> were assessed by scanning electron microscopy (SEM). The composite strain-stress curves were plotted with the displacement information simultaneously acquired from both a tensile testing machine crosshead and an extensometer. The strain-stress curve plotted with the displacement data from the machine test showed an average slope change from  $E_{1m} = 22,783$  GPa to  $E_{2m} = 13,170$  GPa on about 65% of the total strain before global failure, while strain-stress curves plotted with displacement data from the extensometer showed one single slope. While results reported in literature related to composite failure mechanisms, where some authors reported a slope change in strain-stress curves associated to progressive failure, experimental evidence in this work for strain-stress curves showed one single slope, indicating that such slope change is related to the strain measuring technique, and not to a progressive failure. The fracture surface was studied, and four main features were observed, which were related to failure mechanisms during the uniaxial test. The identified failure mechanisms occurred on a stage above 93% of the total strain before global failure.

© 2016 Elsevier Ltd. All rights reserved.

### 1. Introduction

The development of structural materials is focused on three important properties: Elastic modulus ( $E$ ), Strength ( $\sigma$ ) and Toughness ( $G$ ) [1]. These give engineers the confidence to select and use a specific material for a specific application, and it may be widely used if these three parameters are fully investigated and characterized. Although the effect of factors such as environment, manufacturing, loading conditions and initial damage state on materials performance is widely understood, there is still a lack of information on material response under specific conditions, which should be thoroughly studied.

There is a vast body of information published in the literature about polymer composites failure theories [1–3]; these are used for

prediction on the failure initiation and progressive failure up to the last load. In a review conducted by Daniel et al. [3], there is a large number of variations in prediction theories, which are attributed to different methods of modeling the progressive failure process. In addition, many researchers have correlated the fractographic evidence from progressive failure mechanisms to the detected response in stress-strain curves [4–9], where a slope change of about 50–60% of recorded strain was observed. Therefore, the correlation between progressive failure analysis and fractographic observation techniques is very important in order to fully understand the composites mechanical behavior.

The exponential expanding of the polymer composites usage in structural applications is restricted by the frequent mechanical failures of these components [10]. This has driven many researches focused on acquiring failure surfaces information from materials characterization testing, which helps to understand materials behavior under actual loading and environmental conditions. The scanning electron microscope (SEM) is one of the most widely used

\* Corresponding author.

E-mail address: [jmayen@cenidet.edu.mx](mailto:jmayen@cenidet.edu.mx) (J. Mayén).

**Tema A2a Materiales:** *Materiales compuestos de matriz polimérica.*

## **“Influencia del método de infusión de resina en las propiedades de un compuesto laminado polimérico”**

**Alcudia Zacarías Enrique<sup>a,\*</sup>, Paz González Juan Antonio<sup>b</sup>, Abúndez Pliego Arturo<sup>a</sup>, González Vizcarra Benjamín<sup>b</sup>, Paz González Mauricio Leonel<sup>b</sup>, Hernández Delgado Alberto<sup>b</sup>**

<sup>a</sup>Centro Nacional de Investigación y Desarrollo Tecnológico. Interior Internado Palmira s/n Col. Palmira. Cuernavaca, Morelos. C.P. 62490. México.

<sup>b</sup>Escuela de Ciencias de la Ingeniería y Tecnología “Valle de las Palmas”, Universidad Autónoma de Baja California. Blvd. Universitario #1000 Unidad Valle de las Palmas. Tijuana, Baja California. C.P. 21500. México.

Autor contacto. Dirección de correo electrónico: [alcudia@cenidet.edu.mx](mailto:alcudia@cenidet.edu.mx)

### RESUMEN

*En el presente trabajo se estudia el proceso de laminado de fibra de vidrio [tejido/dispersa/dispersa], con matriz de resina de poliéster; se describen las condiciones de preparación del equipo de infusión de resina, preparación de la resina misma y los refuerzos, así como la manufactura de las probetas para la caracterización mecánica del compuesto. Los resultados muestran que la calidad superficial del laminado y su transparencia se ven influenciados por el tipo de material involucrado en su manufactura. Por otro lado, la uniformidad del espesor también es un parámetro importante dentro del proceso de manufactura del laminado y su posterior caracterización mecánica, ya que las variaciones en ésta ocasionarán concentraciones de esfuerzos y desviaciones en los resultados; se observó que la configuración de las líneas de arterias y la combinación de sellado en la entrada y salida de la resina en el sistema repercuten en la uniformidad del espesor.*

*Palabras Clave:* Infusión de resina, Rugosidad superficial, Materiales compuestos transparentes, Espesor de laminados.

### ABSTRACT

*The manufacturing process of a glass fiber laminate [fabric/mat/mat], with a matrix of polyester resin is studied in this work; appropriate conditions for setting up the infusion resin equipment, correct mixing of resin and hardener and the preparation of glass fiber reinforcements and the manufacturing process of the coupons for mechanical characterization are described as well. Results showed that the surface quality of the laminate and its transparency are very influenced by the material of the resin infusion kit components. On the other hand, the thickness uniformity is a relevant parameter as well from the manufacturing of the laminate and its subsequent mechanical assessment, since the variation of thickness will cause stress rising and vagueness in results; it was observed that configuration of the resin filling arteries and the combination of close inlet-outlet of the resin in the system affect directly on the thickness uniformity.*

*Keywords:* Resin infusion, Surface roughness, Transparent composites, Laminate thickness.

### 1. Introducción

La determinación de las propiedades mecánicas de un material compuesto requiere la construcción de probetas para estudiar experimentalmente este material, por lo tanto, es posible dividir el estudio en dos etapas: el proceso de manufactura para la obtención del compuesto y del cual se obtendrán las probetas, y la caracterización mecánica experimental de éstas. Este trabajo se centra en la primera etapa, en la cual se aplica un método de manufactura y se analiza la influencia de este método sobre las propiedades finales del material compuesto.

Un material compuesto se constituye de dos o más materiales, las propiedades del material compuesto resultante dependen de la manera en la cual los materiales

son colocados juntos [1]. Una configuración de tipo laminado está conformada de distintas láminas, cada lámina está constituida por refuerzos y una matriz. Los refuerzos o fibras son los agentes principales que soportan la carga a la que se somete el material compuesto y son generalmente más resistentes que la matriz, a su vez, la función de la matriz es proteger y soportar las fibras, y proporcionar un medio de distribución de la carga entre las fibras [2].

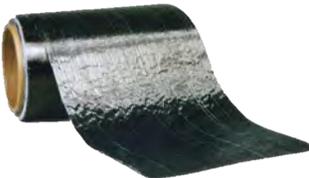
La fibra de vidrio es uno de los materiales más versátiles conocidos actualmente, se puede encontrar en diversos sectores de la industria, como los son: automotriz, aeroespacial, marítimo, energías renovables, salud, deportes, entre otros.

Existen actualmente diferentes métodos de manufactura de materiales compuestos de matriz polimérica, en los cuales es posible manejar la orientación de la fibra y la

# **Anexos**

## Anexo A. Especificaciones de los materiales que constituyen a los laminados

### Anexo A-1. Hoja técnica de la fibra de carbono unidireccional 4.7 oz. Uni-Web

<b>Producto:</b>	4.7 oz. "Uni-Web" fibra de carbono unidireccional.			
<b>Fabricante:</b>	ACP-Composites.			
<b>URL:</b>	<a href="http://www.acpsales.com/4.7-oz.-Uni-Web-Unidirectional-Carbon-Fiber.html">http://www.acpsales.com/4.7-oz.-Uni-Web-Unidirectional-Carbon-Fiber.html</a>			
<b>Descripción del fabricante:</b>	Uni-Web consiste en una tela no-tejido de fibras de carbono unidireccional, que se mantienen en posición por una fina red en forma de "telaraña" de fibrillas, estas son de polímero y se coloca en la superficie de la tela no-tejido. Las fibrillas o red permite que la tela sea fácil de recortar, permitiendo bordes limpios y sin ningún tipo de deshilachado. Las fibras se encuentran en formas planas y rectas, y no pueden cambiar o amontonarse como sucede a menudo con las telas uni-cosidas (uni-stitched fabrics). Uni-Web es compatible con las resinas poliéster, viniléster y epoxi.			
	<b>Propiedades físicas:</b>			
	<b>Densidad superficial:</b>	4.8 +/- 5% oz/yd <sup>2</sup> (16.275 +/- 5% x10 <sup>-3</sup> g/cm <sup>2</sup> ).		
	<b>Forma:</b>	Tela no-tejido unidireccional.		
	<b>Espesor:</b>	0.01" +/- 0.002" (2.540 +/- 0.508 x10 <sup>-4</sup> m).		
	<b>Ancho:</b>	12" (0.3048 m).		
	<b>Constr. urdimbre:</b>	5.1 n/plg. +/- 0.3		
	<b>Constr. trama:</b>	Velo.		
	<b>Hilos urdimbre:</b>	12k fibra de carbono.		
<b>Hilo trama:</b>	Velo.			
<b>Producto<sup>a</sup>:</b>	12k Hilo (tow) de fibra de carbono.			
<b>Fabricante:</b>	ACP-Composites.			
<b>URL:</b>	<a href="http://www.acpsales.com/12K-Carbon-Fiber-Tow.html">http://www.acpsales.com/12K-Carbon-Fiber-Tow.html</a>			
<b>Descripción del fabricante:</b>	El hilo (tow) de fibra de carbono es de alta resistencia, modulo medio, ligeramente unidas entre sí con un apresto de epoxi para mantener las fibras para fines de manejo y de unión. Es ideal para fabricar estructuras pequeñas, de alta resistencia, y bajo peso y puede ser usado para tubos de viento de filamento o para aplicaciones de moldeo a compresión. Este hilo (tow) de fibra de carbono es compatible con resinas poliéster, viniléster y epoxi.			
	<b>Propiedades físicas:</b>		<b>Propiedades técnicas:</b>	
	<b>Numero de filamentos:</b>	12,000 (12k).	<b>Resistencia a la tensión:</b>	711 ksi (4,902.172 MPa).
	<b>Ancho:</b>	0.1875" (4.762 x10 <sup>-3</sup> m).	<b>Densidad:</b>	1.8 g/cm <sup>3</sup> .
	<b>Material:</b>	Fibra de carbono.	<b>Módulo de elasticidad:</b>	33.4 msi (230.285 GPa).
	<b>Metros/kg:</b>	1249.862 m/kg.		
<sup>a</sup> La tela no tejido "Uni-Web" de fibra de carbono se constituye de un material similar a los hilos (tows) 12k del mismo fabricante.				

## Anexo A-2. Hoja técnica de la resina poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00

<b>Producto:</b>	Resina poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00.		
<b>Fabricante:</b>	Reichhold.		
<b>Dirección web:</b>	<a href="http://www.reichhold.com/en/default.aspx">http://www.reichhold.com/en/default.aspx</a>		
<b>Descripción:</b>	PolyLite® 31424 se constituye de una serie de resinas poliéster no saturadas, isoftálicas / DCPD, preaceleradas, de baja viscosidad y reactividad media, diseñadas para diferentes procesos de inyección de resina, donde se requieran ciclos de desmolde rápidos.		
<b>Aplicaciones:</b>	Procesos de inyección de resina: V-RIM (Vacuum-Resin Injection Molding), VART (Vacuum Assisted Resin Transfer), RTM (Resin Transfer Molding).		
<b>Características:</b>	<b>Beneficios:</b>		
	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Sistema polimérico especialmente diseñado.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Excelentes propiedades mecánicas.</li> <li>• Rápidos ciclos de desmolde.</li> <li>• Rápida liberación de pegajosidad.</li> </ul>	
	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Baja viscosidad.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Excelente humectación de la fibra.</li> <li>• Buena fluidez dentro del molde.</li> <li>• Buena aceptación de cargas.</li> </ul>	
<b>Propiedades típicas de resina líquida</b>			
<b>Propiedades</b>	<b>31424-00</b>	<b>Métodos de análisis</b>	*Sistema de catálisis:  PolyLite 31424-00: 100 g de Resina + 1.25 g de Norox 925 @ 25°C
No volátiles (%)	61-65	RQMPEA-0041	
Viscosidad Brookfield, LVF, 2/60 @25°C (cPs)	80-120	RQMPEA-0002	
Tiempo de gel* (ver sistema de catálisis) (min)	12-16	RQMPEA-0066	
Intervalo gel-curado* (min)	6-10	RQMPEA-0066	
Temperatura de exotermia* (°C)	Registro	RQMPEA-0066	
Gravedad específica @25 °C (s/u)	1.06-1.14	RQMPEA-0013	
Estabilidad @105 °C (horas)	4	RQMPEA-0118	
Tiempo de vida en almacenamiento (meses)	3		
<sup>1)</sup> Densidad (g/cm <sup>3</sup> ), gravedad específica promedio de 1.1	1.097		
<b>Propiedades físicas típicas</b>			
<b>Laminado reforzado con fibra de vidrio<sup>2)</sup></b>			
<b>Propiedades</b>	<b>Unidades</b>	<b>Valor típico</b>	<b>Métodos</b>
Dureza Barcol	s/u	48	ASTM D-2583-95
Resistencia a la tensión	Psi	16,400	ASTM D-638-03
Resistencia a la flexión	Psi	34,600	ASTM D-790-98
Módulo de flexión	Psi x 10 <sup>5</sup>	15.2	ASTM D-790-98
Absorción de agua @Temp. amb. (24 hr)	%	0.09	ASTM D-570-98
Resistencia al impacto (Izod) -Tipo "A", Tipo de falla: Parcial (P)	ft-lb/in	14	ASTM D-256-06A
<sup>1)</sup> Densidad del agua @25°C = 0.99707 g/cm <sup>3</sup>			
<sup>2)</sup> Construcción del laminado: Proceso VRIM, contenido resina/fibra: 63.1/36.9.			

### Anexo A-3. Hoja técnica de la mezcla resina poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00 y endurecedor butanox M-50

En el Anexo A-2 se presenta la hoja técnica de la resina PolyLite® 31424-00 y la caracterización de la proporción de mezcla con el endurecedor Norox 925. Sin embargo, a causa de la falta de disponibilidad de este endurecedor se utilizó el endurecedor Butanox M-50 para la elaboración de los laminados en el presente trabajo, por lo cual, se realizó la caracterización de la mezcla PolyLite® 31424-00 + Butanox M-50.

**Producto:** Butanox M-50.  
**Fabricante:** Especialidades químicas para el poliéster S.A. de C.V.  
**Dirección web:** <http://goo.gl/FFZODp>

**Descripción:**

El Butanox es un peróxido de metil etil cetona (MEKP) diluido en Metil ftalato, es utilizado para el curado a temperatura ambiente de resinas poliéster insaturadas y gel coat's, los cuales deben llevar integrado un sistema de aceleración a base de sales de cobalto.

**Recomendaciones de empleo:**

El porcentaje de butanox que se recomienda utilizar es del 1% al 2% en peso del endurecedor. Siempre se recomienda hacer una prueba con una pequeña muestra y después escalar las cantidades del peso de la resina o gel coat que se desea endurecer.

#### Mezcla resina-endurecedor

**Resina:** Resina poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00.

**Endurecedor:** Butanox M-50.

Proporción de mezcla propuesta		Propiedades	
<i>Método</i>	<i>Resina : Endurecedor</i>	<i>Tiempo de gelificación</i>	22 min
<i>Pesaje</i>	100 g : 1.226 g	<i>Tiempo de curado</i>	37 min

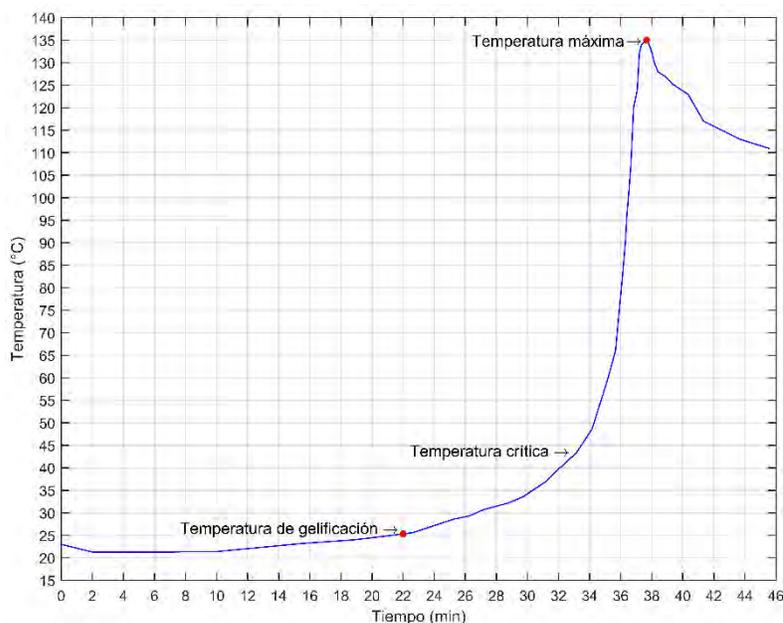


Figura A - 1 Gráfica temperatura-tiempo de la resina PolyLite® 31424-00 y endurecedor Butanox M-50.

## Anexo B. Manufactura de los laminados de estudio

### Anexo B-1. Procedimiento para determinar la fracción de volumen de fibras en un laminado

- **Datos del laminado fabricado.**

- Determinar la cantidad de masa de cada probeta ( $n$ ) que pertenece al laminado fabricado utilizando una balanza y expresar la cantidad en gramos,  $Probeta(n)_m$

- **Estimar la cantidad de masa de fibras en una probeta ( $n$ )**

- Calcular el área superficial promedio de la probeta ( $n$ ) a través del promedio del longitud total y promedio del ancho de la probeta ( $n$ ) y expresarlo en  $cm^2$ ,  $Probeta(n)_{asp}$
- Multiplicar  $Probeta(n)_{asp}$  por la densidad superficial de la tela unidireccional (Anexo A-1) para obtener la masa de una capa de fibras y expresarlo en gramos,  $mcf_1$
- Multiplicar  $mcf_1$  por el número de capas que se encuentran dentro de la probeta, para todos los laminados de estudio son seis capas, y expresar la cantidad de masa en gramos,  $mcf_6$

- **Estimar la cantidad de masa de resina en una probeta ( $n$ )**

- Obtener la diferencia entre  $Probeta(n)_m$  y  $mcf_6$  para obtener la cantidad de masa de resina en una probeta ( $n$ ) y expresar la cantidad en gramos,  $Probeta(n)_{mr}$

- **Calcular el volumen de fibras y de resina en una probeta ( $n$ )**

- Dividir  $mcf_6$  entre la densidad de la fibra (Anexo A-1) para obtener el volumen de las fibras y expresarlo en  $cm^3$ ,  $Probeta(n)_{v_f}$
- Dividir  $Probeta(n)_{mr}$  entre la densidad de la resina (Anexo A-2) para obtener el volumen de la resina y expresarlo en  $cm^3$ ,  $Probeta(n)_{v_r}$

- **Calcular las fracciones de volumen de fibras y resina en una probeta ( $n$ )**

- Sumar el volumen de fibras y el volumen de resina en un probeta ( $n$ ) para determinar el volumen total del material compuesto,  $Probeta(n)_{v_T} = Probeta(n)_{v_f} + Probeta(n)_{v_r}$
- 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,  $Probeta(n)_{v_f} = Probeta(n)_{v_f} / Probeta(n)_{v_T}$
- 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,  $Probeta(n)_{v_r} = Probeta(n)_{v_r} / Probeta(n)_{v_T}$

- **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*.

### Anexo B-2. Laminado A2B

<b>Laminado:</b>	A2B
<b>Secuencia de apilado:</b>	[+15/0/-15/-15/0/+15]
<b>Tipo de fibra:</b>	4.7 oz. "Uni-Web" fibra de carbono unidireccional.
<b>Tipo de matriz:</b>	Resina poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00 y endurecedor Butanox M-50.
<b>Variación al método de infusión de resina:</b>	Aplicación manual de la resina entre la pieza inferior del molde y la tela desplegable

#### Resultados de la manufactura

Las probetas son clasificadas de acuerdo al laminado que pertenecen, este procedimiento permite extraer y comparar datos acerca de la geometría final de las probetas y la fracción de volumen resultante. En la Figura B-2.1 se muestran las fotografías de la superficie superior e inferior del laminado A2B y se indican las coordenadas de referencia de medición ubicadas en una esquina de la entrada de la resina en el sistema.

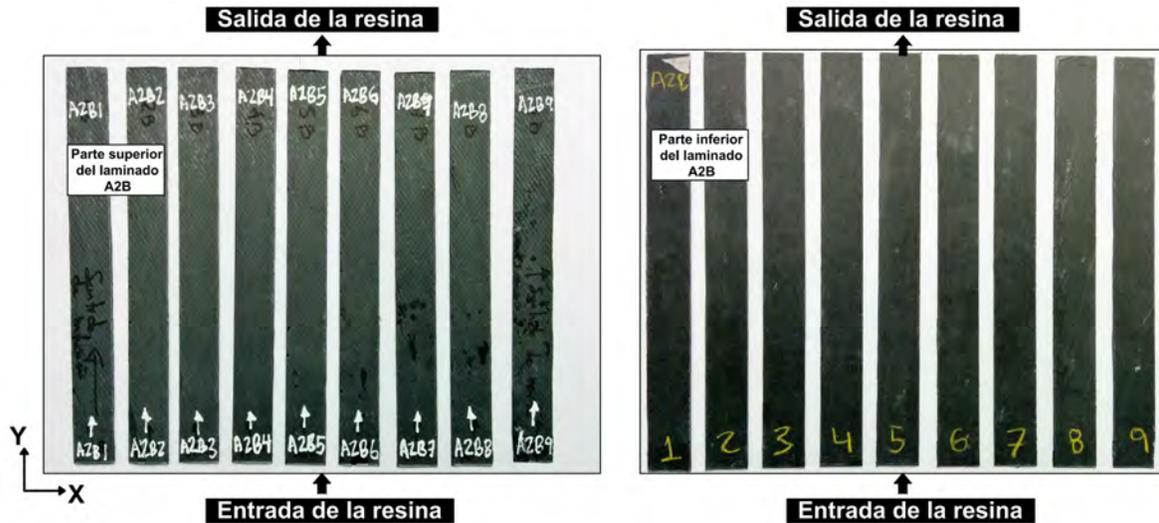


Figura B-2.1 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado A2B en su estado final.

Las probetas de los laminados de estudio se obtuvieron a través de la fresadora multiusos KNUTH MF1V, para el caso del laminado A2B se utilizó un cortador vertical de 5mm de carburo de tungsteno de 2 gavilanes, a una velocidad de trabajo de aprox. 1400 rpm.

En la Tabla B-2.1 se presenta la cantidad de masa y los promedios de la geometría de cada probeta del laminado A2B, los promedios se obtienen a través de la medición de once zonas a lo largo de cada probeta.

Tabla B-2.1 Cantidad de masa y promedios de la geometría de cada probeta del laminado A2B

Datos	Probetas obtenidas del laminado A2B								
	A2B1	A2B2	A2B3	A2B4	A2B5	A2B6	A2B7	A2B8	A2B9
masa(g)	11	11	11.5	11.3	11.5	11.15	10.9	9.44	7.34
longitud prom.(mm)	250.15	250.1	250.1	250.1	250.1	250.1	250.1	250.1	250.1
ancho prom.(mm)	26.172	25.175	25.195	25.494	25.417	25.260	25.357	23.557	25.038
espesor prom.(mm)	1.446	1.576	1.613	1.575	1.541	1.518	1.453	1.150	0.915

En la Figura B-2.1 se muestra la gráfica tridimensional de la variación del espesor en el laminado A2B y del cual se puede observar que existe una mayor concentración de la resina alrededor de la zona de salida ocasionado por el tipo de combinación de cierre del sistema, es decir, en este laminado primero se cerró la alimentación de la resina por la manguera de entrada y posteriormente se cerró la manguera de salida de la resina, por lo tanto, durante este periodo de transición la resina se reacomodó hacia la línea de succión generando una mayor acumulación de resina en esta zona.

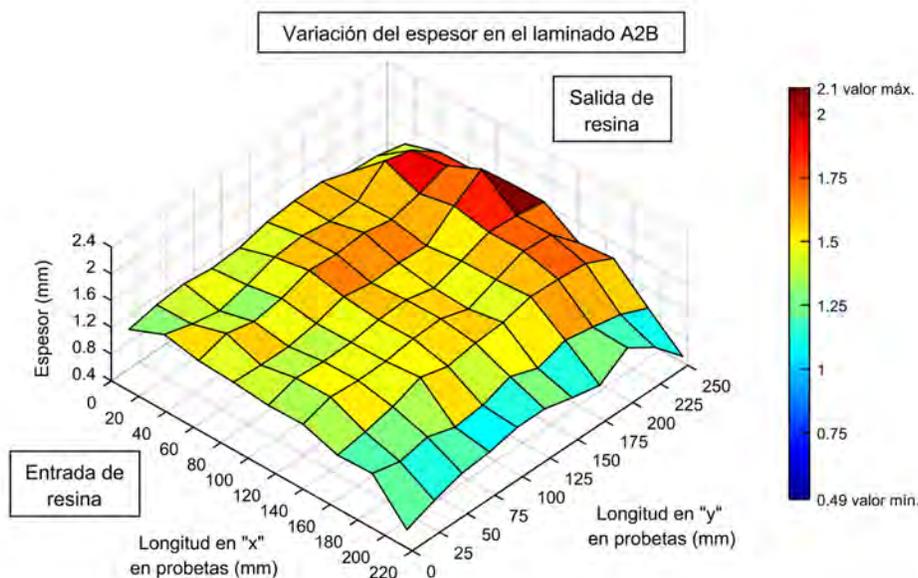


Figura B-2.2 Gráfica de la variación del espesor en el laminado A2B.

En la Tabla B-2.2 se presenta la fracción de volumen de fibras de cada probeta, la cual se determinó a través del procedimiento descrito en el Anexo B-1.

Tabla B-2.2 Fracción de volumen de fibras en cada probeta obtenida del laminado A2B.

	Probetas obtenidas del laminado A2B								
	A2B1	A2B2	A2B3	A2B4	A2B5	A2B6	A2B7	A2B8	A2B9
$v_f$	0.458	0.436	0.412	0.428	0.417	0.430	0.445	0.487	0.753

Al comparar los resultados presentados en la Figura B-2.1 y la Tabla B-2.2 se determina que la probeta A2B9 tiene menor espesor y diferente fracción de volumen de fibras al ser comparada con las otras probetas del laminado, por lo cual es una *probeta no representativa del laminado* ya que posee capas incompletas de fibras por localizarse en el extremo del laminado, a diferencia de lo descrito en la sección 4.2.2 la probeta A2B1 se convirtió en una *probeta representativa del laminado* al separar el punto de inicio de corte de las probetas del borde del laminado.

Por lo tanto, el promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado A2B se determinan a través de las 8 probetas representativas (A2B1-A2B8) del laminado (Tabla B-2.3).

Tabla B-2.3 Promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado A2B.

	Laminado A2B	
	Promedio	Desviación estándar
$v_f$	0.439	0.024
espesor (mm)	1.484	0.147

### Anexo B-3. Laminado A3A

<b>Laminado:</b>	A3A
<b>Secuencia de apilado:</b>	[+15/-15/0/0/-15/+15]
<b>Tipo de fibra:</b>	4.7 oz. "Uni-Web" fibra de carbono unidireccional.
<b>Tipo de matriz:</b>	Resina poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00 y endurecedor Butanox M-50.
<b>Variación al método de infusión de resina:</b>	Aplicación manual de la resina entre la pieza inferior del molde y la tela desplegable

#### Resultados de la manufactura

Las probetas son clasificadas de acuerdo al laminado que pertenecen, este procedimiento permite extraer y comparar datos acerca de la geometría final de las probetas y la fracción de volumen resultante. En la Figura B-3.1 se muestran las fotografías de la superficie superior e inferior del laminado A3A y se indican las coordenadas de referencia de medición ubicadas en una esquina de la entrada de la resina en el sistema.

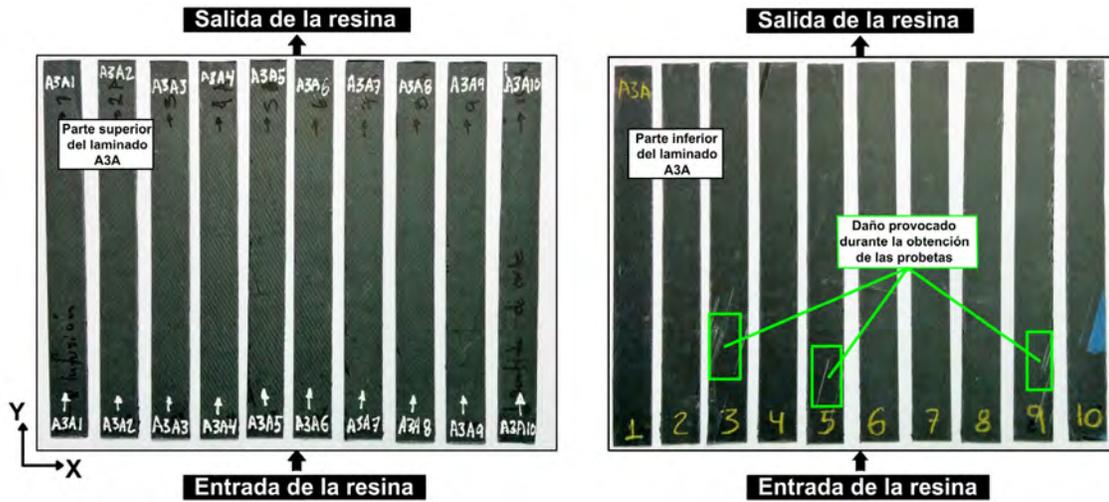


Figura B-3.1 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado A3A en su estado final.

Las probetas de los laminados de estudio se obtuvieron a través de la fresadora multiusos KNUTH MF1V, para el caso del laminado A3A se utilizó un cortador vertical de 4mm de carburo de tungsteno de 2 gavilanes, a una velocidad de trabajo de aprox. 1400 rpm. En la Tabla B-3.1 se presenta la cantidad de masa y los promedios de la geometría de cada probeta del laminado A3A, los promedios se obtienen a través de la medición de once zonas a lo largo de cada probeta.

Tabla B-3.1 Cantidad de masa y promedios de la geometría de cada probeta del laminado A3A.

Datos	Probetas obtenidas del laminado A3A									
	A3A1	A3A2	A3A3	A3A4	A3A5	A3A6	A3A7	A3A8	A3A9	A3A10
masa(g)	8.9	9.2	9.6	10.23	9.6	10.91	10.16	9.55	9.26	7.47
longitud prom.(mm)	249.5	249	249	249	249	249	249	250	250	249
ancho prom.(mm)	25.131	24.916	25.191	25.169	24.241	25.532	25.212	24.920	25.116	24.584
espesor prom.(mm)	1.129	1.166	1.236	1.280	1.259	1.371	1.279	1.280	1.188	0.920

En la Figura B-3.2 se muestra la gráfica tridimensional de la variación del espesor en el laminado A3A y del cual se puede observar que existe una mayor concentración de la resina alrededor de la zona central del laminado ocasionado por el tipo de combinación de cierre del sistema, es decir, en este laminado la línea de alimentación de la resina y la línea de succión se cerraron al mismo tiempo, por lo tanto, no se generaron concentraciones de resina en la zona de salida y entrada del sistema.

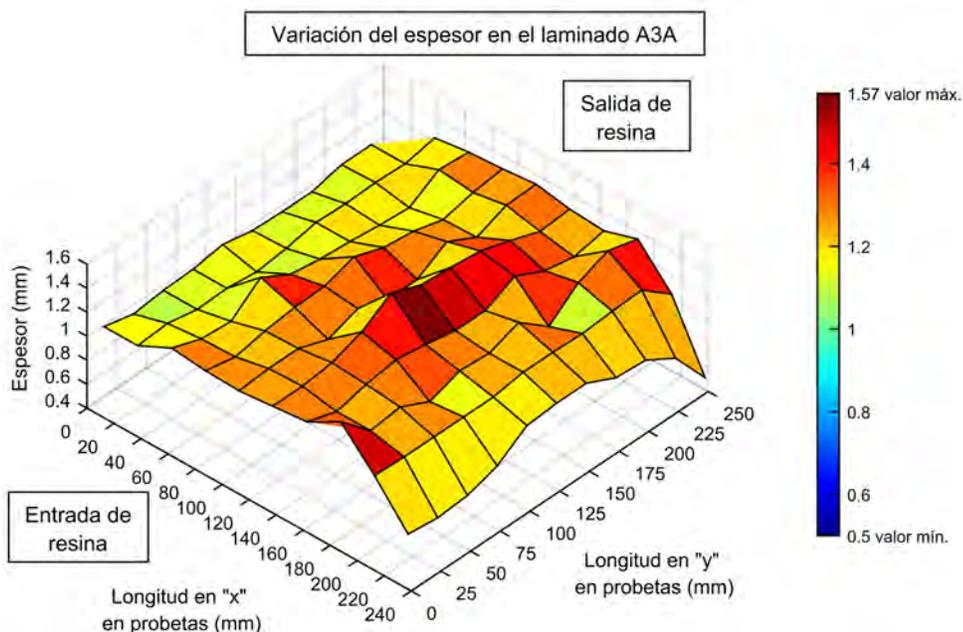


Figura B-3.2 Gráfica de la variación del espesor en el laminado A3A.

En la Tabla B-3.2 se presenta la fracción de volumen de fibras de cada probeta, la cual se determinó a través del procedimiento descrito en el Anexo B-1.

Tabla B-3.2 Fracción de volumen de fibras en cada probeta obtenida del laminado A3A.

Probetas obtenidas del laminado A3A										
	A3A1	A3A2	A3A3	A3A4	A3A5	A3A6	A3A7	A3A8	A3A9	A3A10
$v_f$	0.573	0.540	0.518	0.476	0.492	0.446	0.481	0.517	0.544	0.709

Al comparar los resultados presentados en la Figura B-3.2 y la Tabla B-3.2 se determina que la probeta A3A10 tiene menor espesor y diferente fracción de volumen de fibras al ser comparada con las otras probetas del laminado, por lo cual es una *probeta no representativa del laminado* ya que posee capas incompletas de fibras por localizarse en el extremo del laminado, a diferencia de lo descrito en la sección 4.2.2 la probeta A3A1 se convirtió en una *probeta representativa del laminado* al separar el punto de inicio de corte de las probetas del borde del laminado.

Por lo tanto, el promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado A3A se determinan a través de las 9 probetas representativas (A3A1-A3A9) del laminado (Tabla B-3.3).

Tabla B-3.3 Promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado A3A.

	Laminado A3A	
	Promedio	Desviación estándar
$v_f$	0.510	0.040
espesor (mm)	1.243	0.073

### Anexo B-4. Laminado A3B

<b>Laminado:</b>	A3B
<b>Secuencia de apilado:</b>	[+15/-15/0/0/-15/+15]
<b>Tipo de fibra:</b>	4.7 oz. "Uni-Web" fibra de carbono unidireccional.
<b>Tipo de matriz:</b>	Resina poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00 y endurecedor Butanox M-50.
<b>Variación al método de infusión de resina:</b>	Regulación del flujo de resina a través de la línea de entrada.

#### Resultados de la manufactura

Las probetas son clasificadas de acuerdo al laminado que pertenecen, este procedimiento permite extraer y comparar datos acerca de la geometría final de las probetas y la fracción de volumen resultante. En la Figura B-4.1 se muestran las fotografías de la superficie superior e inferior del laminado A3B y se indican las coordenadas de referencia de medición ubicadas en una esquina de la entrada de la resina en el sistema.

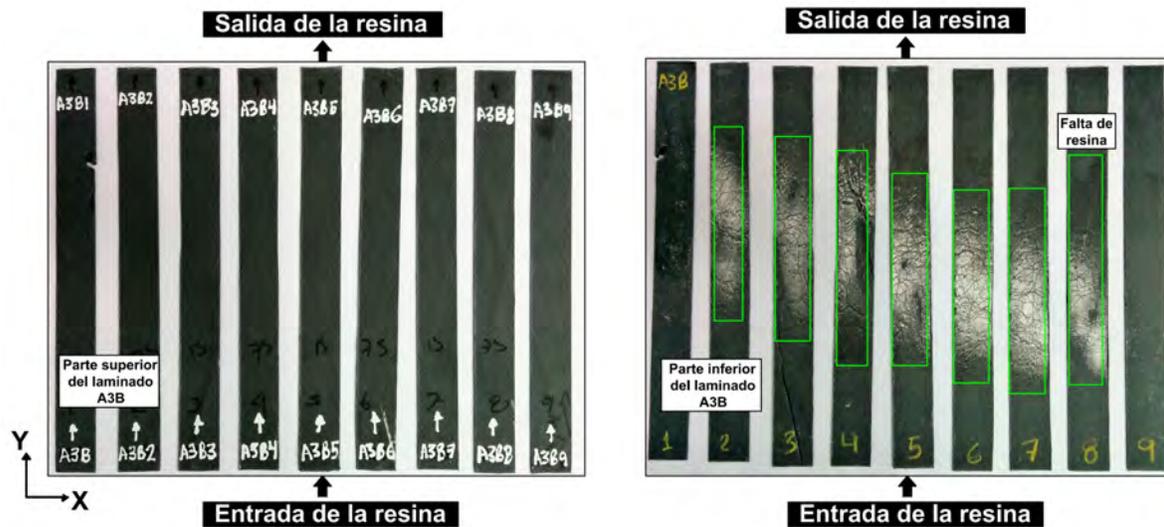


Figura B-4.1 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado A3B en su estado final.

Las probetas de los laminados de estudio se obtuvieron a través de la fresadora multiusos KNUTH MF1V, para el caso del laminado A3B se utilizó un cortador vertical de 5mm de carburo de tungsteno de 2 gavilanes, a una velocidad de trabajo de aprox. 1400 rpm. En la Tabla B-4.1 se presenta la cantidad de masa y los promedios de la geometría de cada probeta del laminado A3B, los promedios se obtienen a través de la medición de once zonas a lo largo de cada probeta.

Tabla B-4.1 Cantidad de masa y promedios de la geometría de cada probeta del laminado A3B.

Datos	Probetas obtenidas del laminado A3B								
	A3B1	A3B2	A3B3	A3B4	A3B5	A3B6	A3B7	A3B8	A3B9
masa(g)	8.3	9.3	9.7	9.66	9.74	9.9	9.51	9.42	8.93
longitud prom.(mm)	253	253	253	253	253	253	252	252	252
ancho prom.(mm)	24.655	25.037	25.133	24.796	25.427	25.282	25.133	25.155	25.111
espesor prom.(mm)	1.063	1.135	1.129	1.195	1.155	1.167	1.156	1.122	1.058

En la Figura B-4.2 se muestra la gráfica tridimensional de la variación del espesor en el laminado A3B y del cual se puede observar que existe una mejor distribución de la resina en el laminado a causa de la disminución del flujo de resina en el sistema, sin embargo, por el tipo de combinación de cierre del sistema (la línea de alimentación de la resina y la línea de succión se cerraron al mismo tiempo) aún se presenta mayor concentración de resina en la zona central del laminado.

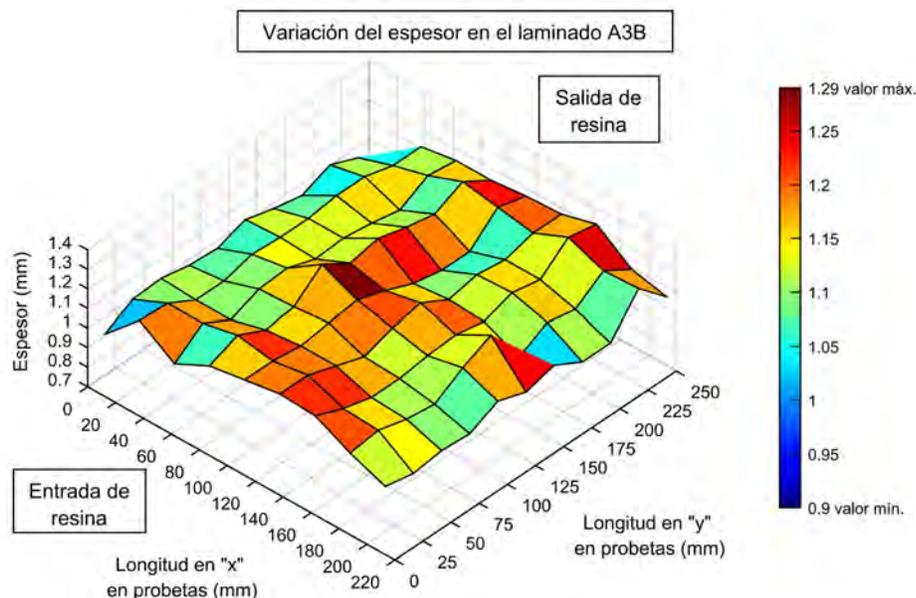


Figura B-4.2 Gráfica de la variación del espesor en el laminado A3B.

En la Tabla B-4.2 se presenta la fracción de volumen de fibras de cada probeta, la cual se determinó a través del procedimiento descrito en el Anexo B-1.

Tabla B-4.2 Fracción de volumen de fibras en cada probeta obtenida del laminado A3B.

	Probetas obtenidas del laminado A3B								
	A3B1	A3B2	A3B3	A3B4	A3B5	A3B6	A3B7	A3B8	A3B9
$v_f$	0.627	0.548	0.520	0.514	0.525	0.510	0.531	0.539	0.578

Al comparar los resultados presentados en la Figura B-4.2 y la Tabla B-4.2 se determina que la probeta A3B1 tiene menor espesor y diferente fracción de volumen de fibras al ser comparada con las otras probetas del laminado, por lo cual es una *probeta no representativa del laminado* ya que posee capas incompletas de fibras por localizarse en el extremo del laminado, a diferencia de lo descrito en la sección 4.2.2 la probeta A3B9 se convirtió en una *probeta representativa del laminado* al acercarse el punto de inicio de corte de las probetas al borde del laminado.

Por lo tanto, el promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado A3B se determinan a través de las 8 probetas representativas (A3B2-A3B9) del laminado (Tabla B-4.3).

Tabla B-4.3 Promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado A3B.

	Laminado A3B	
	Promedio	Desviación estándar
$v_f$	0.533	0.022
espesor (mm)	1.140	0.040

### Anexo B-5. Laminado B1A

<b>Laminado:</b>	B1A
<b>Secuencia de apilado:</b>	[0/+45/-45/-45/+45/0]
<b>Tipo de fibra:</b>	4.7 oz. "Uni-Web" fibra de carbono unidireccional.
<b>Tipo de matriz:</b>	Resina poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00 y endurecedor Butanox M-50.
<b>Variación al método de infusión de resina:</b>	Aplicación manual de la resina entre cada capa de fibras.

#### Resultados de la manufactura

Las probetas son clasificadas de acuerdo al laminado que pertenecen, este procedimiento permite extraer y comparar datos acerca de la geometría final de las probetas y la fracción de volumen resultante. En la Figura B-5.1 se muestran las fotografías de la superficie superior e inferior del laminado B1A y se indican las coordenadas de referencia de medición ubicadas en una esquina de la entrada de la resina en el sistema.

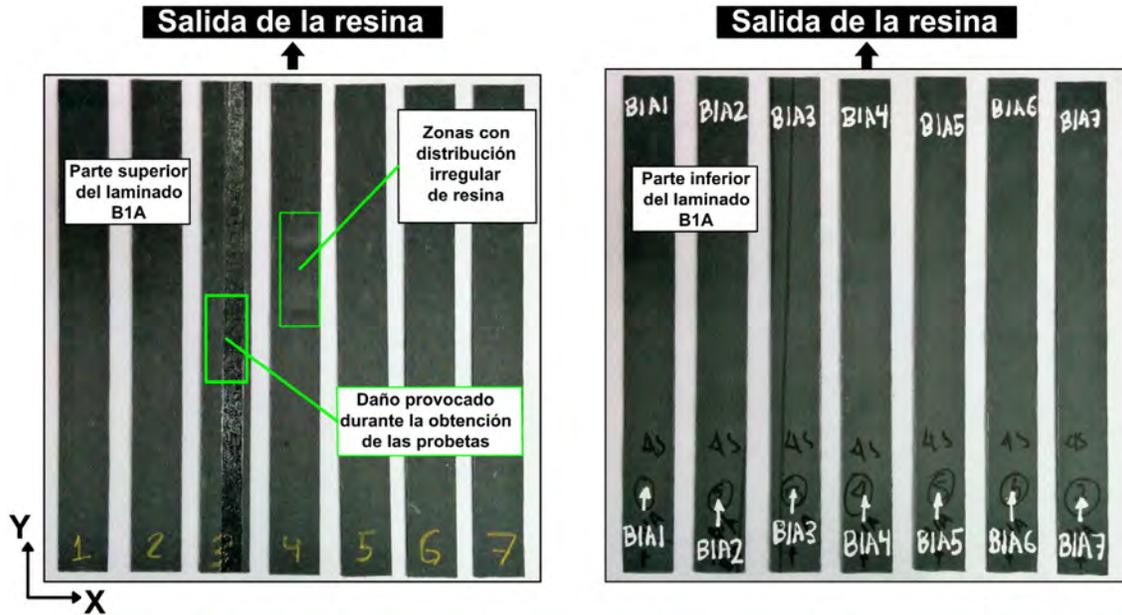


Figura B-5.1 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado B1A en su estado final.

Las probetas de los laminados de estudio se obtuvieron a través de la fresadora multiusos KNUTH MF1V, para el caso del laminado B1A se utilizó un cortador vertical de 5mm de carburo de tungsteno de 2 gavilanes, a una velocidad de trabajo de aprox. 1400 rpm. En la Tabla B-5.1 se presenta la cantidad de masa y los promedios de la geometría de cada probeta del laminado B1A, los promedios se obtienen a través de la medición de once zonas a lo largo de cada probeta.

Tabla B-5.1 Cantidad de masa y promedios de la geometría de cada probeta del laminado B1A.

Datos	Probetas obtenidas del laminado B1A						
	B1A1	B1A2	B1A3	B1A4	B1A5	B1A6	*B1A7
masa(g)	11.9	12.3	11.6	12.95	12.29	11.32	9.45
longitud prom.(mm)	250	250	250	250	250	250	200
ancho prom.(mm)	25.415	25.489	25.401	25.446	25.431	25.282	25.421
espesor prom.(mm)	1.485	1.555	1.601	1.620	1.529	1.403	1.307
*Probeta recortada de los extremos con el propósito de eliminar las zonas de capas incompletas de fibras por localizarse en el extremo del laminado.							

En la Figura B-5.2 se muestra la gráfica tridimensional de la variación del espesor en el laminado B1A y del cual se puede observar que existe una mayor concentración de resina alrededor de la zona de salida a causa de la transición de la resina hacia la línea de succión.

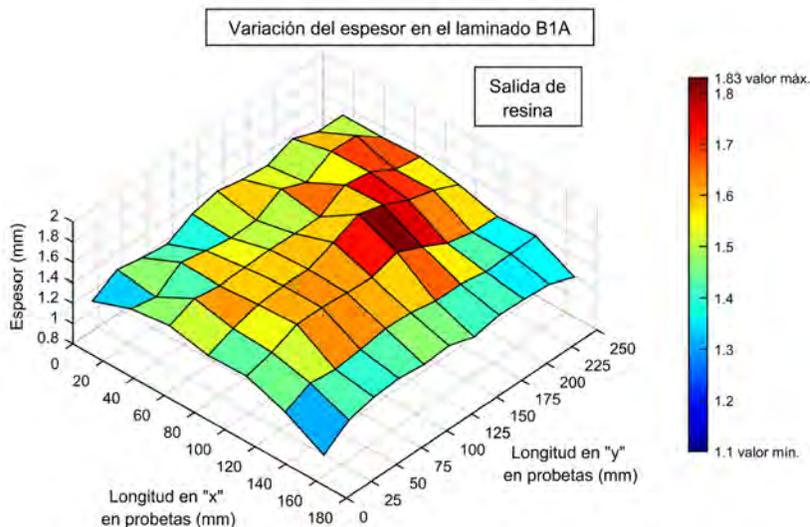


Figura B-5.2 Gráfica de la variación del espesor en el laminado B1A.

En la Tabla B-5.2 se presenta la fracción de volumen de fibras de cada probeta, la cual se determinó a través del procedimiento descrito en el Anexo B-1.

Tabla B-5.2 Fracción de volumen de fibras en cada probeta obtenida del laminado B1A.

		Probetas obtenidas del laminado B1A						
		B1A1	B1A2	B1A3	B1A4	B1A5	B1A6	*B1A7
$v_f$		0.399	0.384	0.412	0.360	0.384	0.422	0.403

\*Probeta recortada de los extremos con el propósito de eliminar las zonas de capas incompletas de fibras por localizarse en el extremo del laminado.

La muestra B1A3 se considera una *probeta no representativa del laminado* a causa del daño severo ocasionado por el proceso de corte, además, la probeta B1A7 inicialmente era una *probeta no representativa del laminado* por tener un menor espesor y diferente fracción de volumen de fibras al ser comparada con las otras probetas del laminado, ambas condiciones en las probetas ocasionaba tener solo 5 probetas representativas; para aumentar el número de muestras representativas y para poder destinar la cantidad mínima de probetas para los ensayos (sección 5.1.3), se recortaron los extremos de la muestra B1A7 para eliminar las zonas de capas incompletas de fibras por localizarse en el extremo del laminado (sección 4.2.2), por lo tanto la muestra B1A7 se convirtió en una *probeta representativa del laminado*.

Por consiguiente, el promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado B1A se determinan a través de las 6 probetas representativas (B1A1, B1A2 y B1A4-B1A7) del laminado (Tabla B-4.3).

Tabla B-5.3 Promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado B1A.

		Laminado B1A	
		Promedio	Desviación estándar
$v_f$		0.392	0.021
espesor (mm)		1.483	0.113

### Anexo B-6. Laminado B1B

<b>Laminado:</b>	B1B
<b>Secuencia de apilado:</b>	[0/+45/-45/-45/+45/0]
<b>Tipo de fibra:</b>	4.7 oz. "Uni-Web" fibra de carbono unidireccional.
<b>Tipo de matriz:</b>	Resina poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00 y endurecedor Butanox M-50.
<b>Variación al método de infusión de resina:</b>	Regulación del flujo de resina al retirar la malla de distribución.

#### Resultados de la manufactura

Las probetas son clasificadas de acuerdo al laminado que pertenecen, este procedimiento permite extraer y comparar datos acerca de la geometría final de las probetas y la fracción de volumen resultante. En la Figura B-6.1 se muestran las fotografías de la superficie superior e inferior del laminado B1B y se indican las coordenadas de referencia de medición ubicadas en una esquina de la entrada de la resina en el sistema.

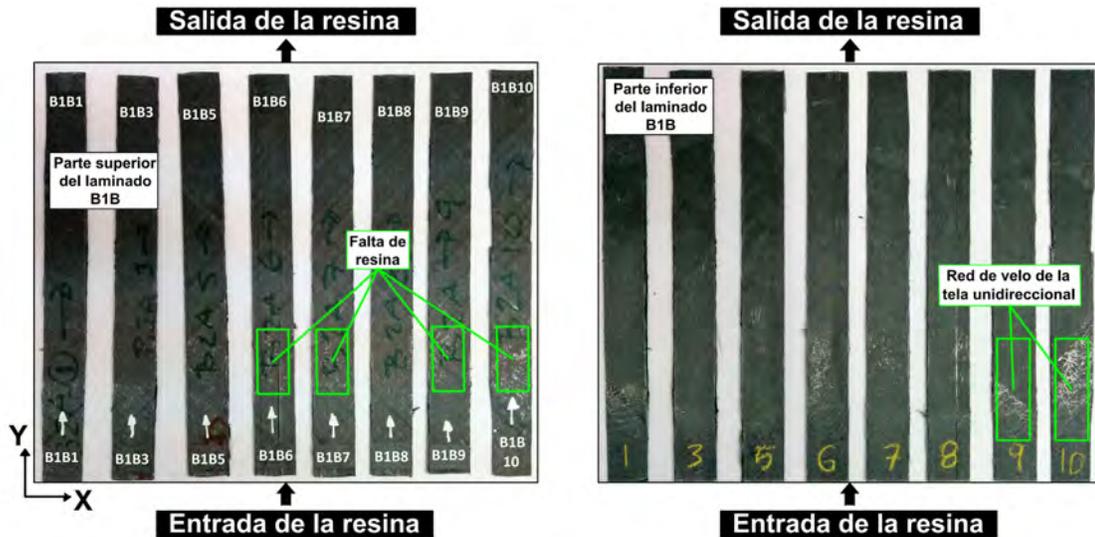


Figura B-6.1 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado B1B en su estado final.

Las probetas de los laminados de estudio se obtuvieron a través de la fresadora multiusos KNUTH MF1V, para el caso del laminado A3A se utilizó un cortador vertical de 4mm de carburo de tungsteno de 2 gabilanes, a una velocidad de trabajo de aprox. 1400 rpm. En la Tabla B-6.1 se presenta la cantidad de masa y los promedios de la geometría de cada probeta del laminado B1B, los promedios se obtienen a través de la medición de once zonas a lo largo de cada probeta.

Tabla B-6.1 Cantidad de masa y promedios de la geometría de cada probeta del laminado B1B.

Datos	Probetas obtenidas del laminado B1B									
	B1B1	*B1B2	B1B3	*B1B4	B1B5	B1B6	B1B7	B1B8	B1B9	B1B10
masa(g)	6.14	--	8.43	--	8.72	9.1	8.72	8.76	8.41	6.93
longitud prom.(mm)	250	--	248	--	247	247	247	248	248	255
ancho prom.(mm)	24.795	--	25.122	--	25.455	25.162	25.086	25.255	25.355	24.973
espesor prom.(mm)	0.941	--	1.234	--	1.232	1.261	1.252	1.279	1.098	0.912

\*Las probetas B1B2 y B1B4 se dañaron severamente durante el proceso de cortado del laminado.

En la Figura B-6.2 se muestra la gráfica tridimensional de la variación del espesor en el laminado B1B y del cual se puede observar que existe una mayor concentración de la resina alrededor de la zona central del laminado ocasionado por el tipo de combinación de cierre del sistema (la línea de alimentación de la resina y la línea de succión se cerraron al mismo tiempo), por lo tanto, no se generaron concentraciones de resina en la zona de salida y entrada del sistema.

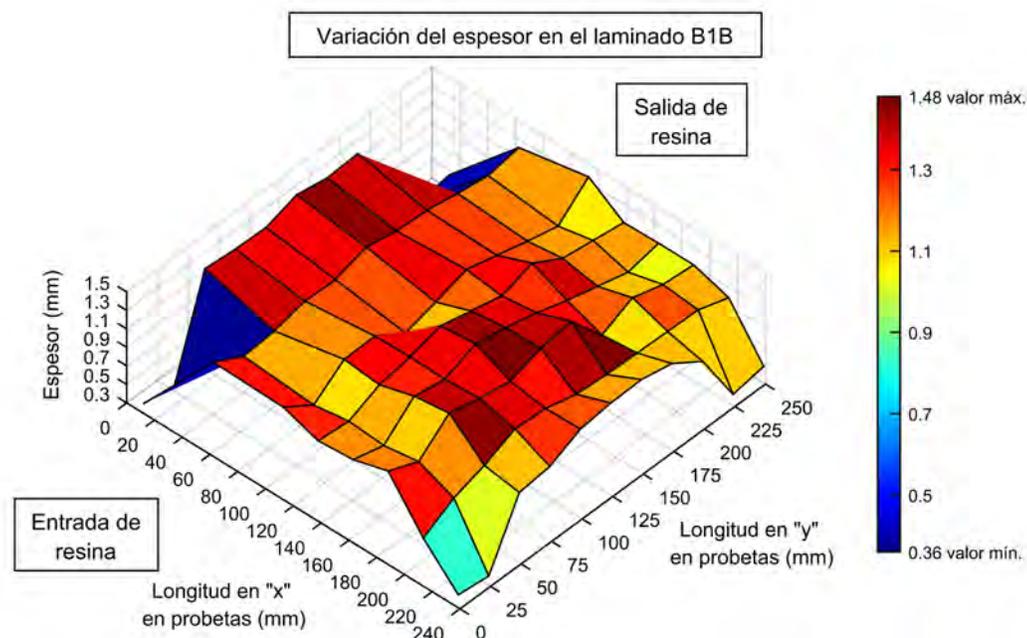


Figura B-6.2 Gráfica de la variación del espesor en el laminado B1B.

En la Tabla B-6.2 se presenta la fracción de volumen de fibras de cada probeta, la cual se determinó a través del procedimiento descrito en el Anexo B-1.

Tabla B-6.2 Fracción de volumen de fibras en cada probeta obtenida del laminado B1B.

	Probetas obtenidas del laminado B1B									
	B1B1	*B1B2	B1B3	*B1B4	B1B5	B1B6	B1B7	B1B8	B1B9	B1B10
$v_f$	0.977	--	0.612	--	0.592	0.550	0.580	0.585	0.622	0.842

\*Las probetas B1B2 y B1B4 se dañaron severamente durante el proceso de cortado del laminado.

Al comparar los resultados presentados en la Figura B-6.1 y la Tabla B-6.2 se determina que la probetas B1B1 y B1B10 tienen los menores espesores y diferentes fracciones de volumen de fibras para ser comparadas con las otras probetas del laminado, por lo cual ambas muestras son consideradas como *probetas no representativas del laminado* ya que poseen capas incompletas de fibras por localizarse en el extremo del laminado, a diferencia de lo descrito en la sección 4.2.2 las probetas B1B1 y B1B10 se obtuvieron al acercar el punto de inicio de corte de las probetas al borde del laminado.

Por lo tanto, el promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado B1B se determinan a través de las 6 probetas representativas (B1B3 y B1B5-B1B9) del laminado (Tabla B-6.3).

Tabla B-6.3 Promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado B1B.

	Laminado B1B	
	Promedio	Desviación estándar
$v_f$	0.590	0.026
espesor (mm)	1.226	0.065

### Anexo B-7. Laminado B2B

<b>Laminado:</b>	B2B
<b>Secuencia de apilado:</b>	[+45/0/-45/-45/0/+45]
<b>Tipo de fibra:</b>	4.7 oz. "Uni-Web" fibra de carbono unidireccional.
<b>Tipo de matriz:</b>	Resina poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00 y endurecedor Butanox M-50.
<b>Variación al método de infusión de resina:</b>	Regulación del flujo de resina al retirar la malla de distribución.

#### Resultados de la manufactura

Las probetas son clasificadas de acuerdo al laminado que pertenecen, este procedimiento permite extraer y comparar datos acerca de la geometría final de las probetas y la fracción de volumen resultante. En la Figura B-7.1 se muestran las fotografías de la superficie superior e inferior del laminado B2B y se indican las coordenadas de referencia de medición ubicadas en una esquina de la entrada de la resina en el sistema.

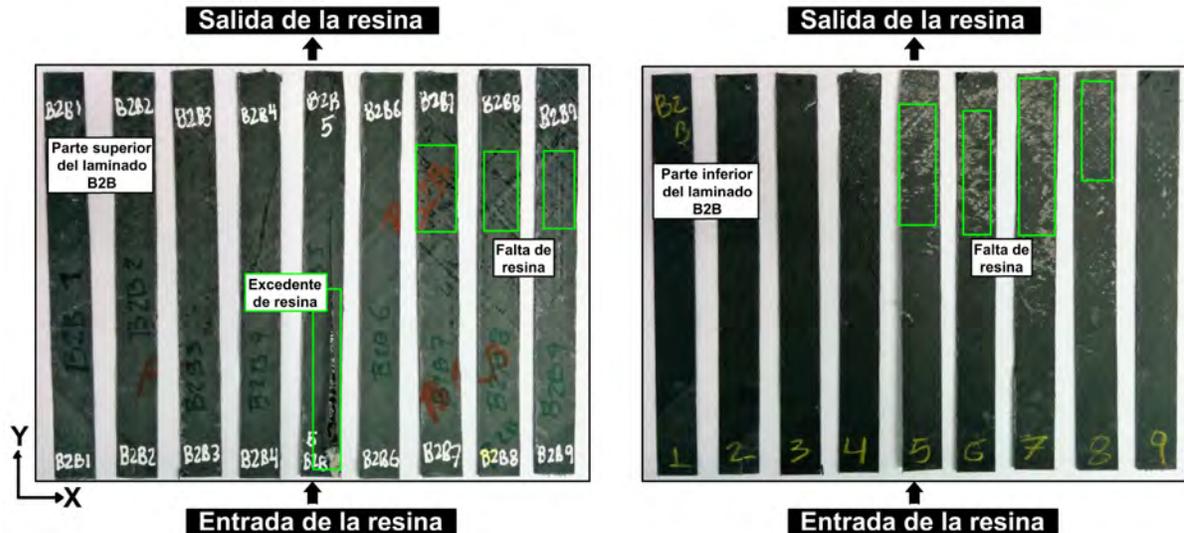


Figura B-7.1 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado B2B en su estado final.

Las probetas de los laminados de estudio se obtuvieron a través de la fresadora multiusos KNUTH MF1V, para el caso del laminado B2B se utilizó un cortador vertical de 4mm de carburo de tungsteno de 2 gavilanes, a una velocidad de trabajo de aprox. 1400 rpm.

En la Tabla B-7.1 se presenta la cantidad de masa y los promedios de la geometría de cada probeta del laminado B2B, los promedios se obtienen a través de la medición de once zonas a lo largo de cada probeta.

Tabla B-7.1 Cantidad de masa y promedios de la geometría de cada probeta del laminado B2B.

Datos	Probetas obtenidas del laminado B2B								
	B2B1	B2B2	B2B3	B2B4	B2B5	B2B6	B2B7	B2B8	B2B9
masa(g)	8.3	9.18	9.97	9.88	11.06	10.17	10.05	9.94	9.15
longitud prom.(mm)	248	248	249	248	248	248	246	248	248
ancho prom.(mm)	25.096	25.248	25.212	25.379	25.455	24.533	25.067	25.422	25.033
espesor prom.(mm)	1.052	1.225	1.282	1.261	1.271	1.280	1.295	1.288	1.236

En la Figura B-7.2 se muestra la gráfica tridimensional de la variación del espesor en el laminado B2B y del cual se puede observar que en la zona de entrada de la resina se generó un excedente de resina ocasionado por la diferencia de presiones y el flujo lento de la resina.

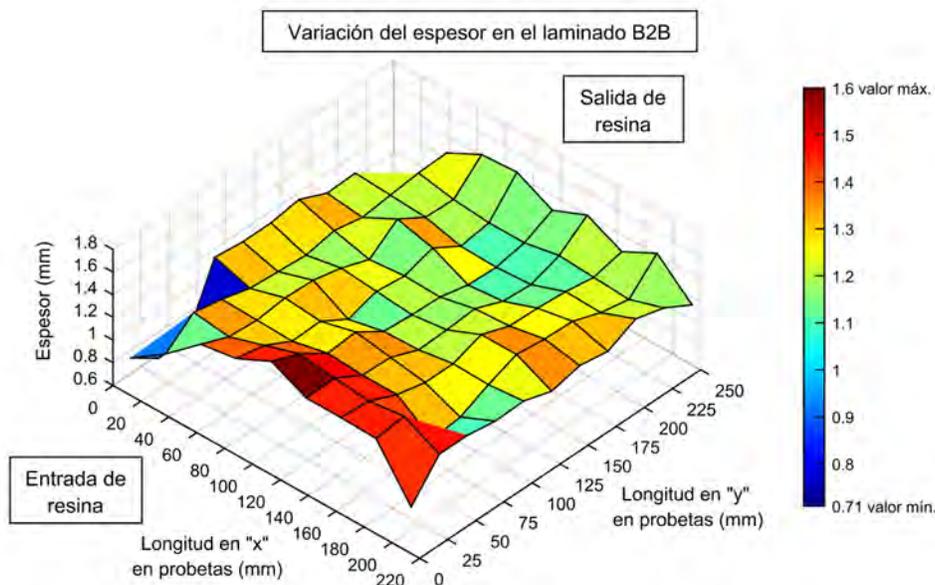


Figura B-7.2 Gráfica de la variación del espesor en el laminado B2B.

En la Tabla B-7.2 se presenta la fracción de volumen de fibras de cada probeta, la cual se determinó a través del procedimiento descrito en el Anexo B-1.

Tabla B-7.2 Fracción de volumen de fibras en cada probeta obtenida del laminado B2B.

	Probetas obtenidas del laminado B2B								
	B2B1	B2B2	B2B3	B2B4	B2B5	B2B6	B2B7	B2B8	B2B9
$v_f$	0.625	0.549	0.493	0.501	0.434	0.461	0.477	0.498	0.545

Al comparar los resultados presentados en la Figura B-7.2 y la Tabla B-7.2 se determinaron las siguientes *probetas no representativas del laminado*: la probeta B2B1 tiene menor espesor y diferente fracción de volumen de fibras al ser comparada con las otras probetas del laminado, por lo cual es una *probeta no representativa del laminado* ya que posee capas incompletas de fibras por localizarse en el extremo del laminado; la muestra B2B5 contiene la mayor parte del excedente de resina generado en la entrada de la resina por lo cual también se considera una *probeta no representativa del laminado*. A diferencia de lo descrito en la sección 4.2.2 la probeta B2B9 se convirtió en una *probeta representativa del laminado* al acercar el punto de inicio de corte de las probetas al borde del laminado.

Por lo tanto, el promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado B2B se determinan a través de las 7 probetas representativas (B2B2-B2B4 y B2B6-B2B9) del laminado (Tabla B-7.3).

Tabla B-7.3 Promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado B2B.

	Laminado B2B	
	Promedio	Desviación estándar
$v_f$	0.503	0.033
espesor (mm)	1.267	0.027

### Anexo B-8. Laminado B3A

<b>Laminado:</b>	B3A
<b>Secuencia de apilado:</b>	[+45/-45/0/0/-45/+45]
<b>Tipo de fibra:</b>	4.7 oz. "Uni-Web" fibra de carbono unidireccional.
<b>Tipo de matriz:</b>	Resina poliéster isoftálica Polylyte® 31424-00 y endurecedor Butanox M-50.
<b>Variación al método de infusión de resina:</b>	Regulación del flujo de resina al retirar la malla de distribución.

#### Resultados de la manufactura

Las probetas son clasificadas de acuerdo al laminado que pertenecen, este procedimiento permite extraer y comparar datos acerca de la geometría final de las probetas y la fracción de volumen resultante. En la Figura B-8.1 se muestran las fotografías de la superficie superior e inferior del laminado B3A y se indican las coordenadas de referencia de medición ubicadas en una esquina de la entrada de la resina en el sistema.

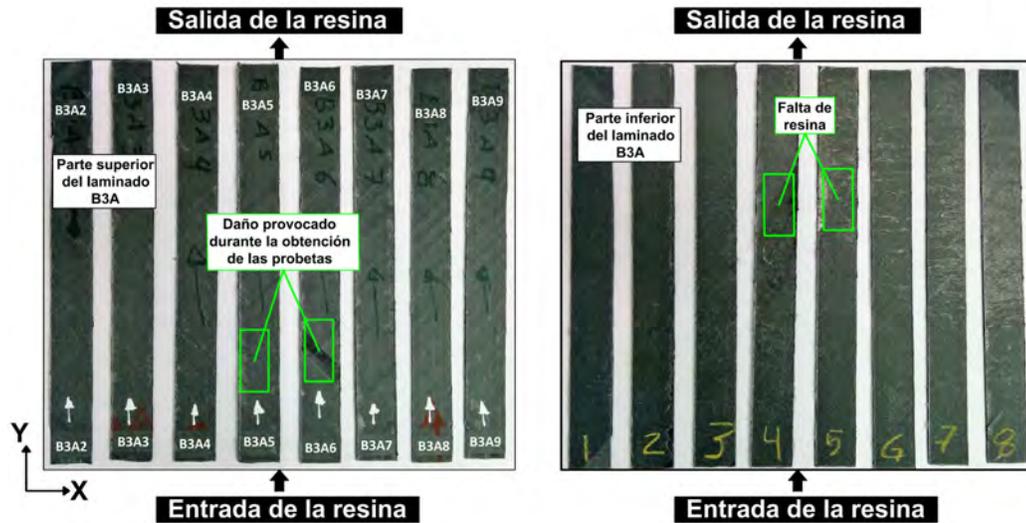


Figura B-8.1 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado B3A en su estado final.

Las probetas de los laminados de estudio se obtuvieron a través de la fresadora multiusos KNUTH MF1V, para el caso del laminado B3A se utilizó un cortador vertical de 4mm de carburo de tungsteno de 2 gavilanes, a una velocidad de trabajo de aprox. 1400 rpm. En la Tabla B-8.1 se presenta la cantidad de masa y los promedios de la geometría de cada probeta del laminado B3A, los promedios se obtienen a través de la medición de once zonas a lo largo de cada probeta.

Tabla B-8.1 Cantidad de masa y promedios de la geometría de cada probeta del laminado B3A.

Datos	Probetas obtenidas del laminado B3A									
	*B3A1	B3A2	B3A3	B3A4	B3A5	B3A6	B3A7	B3A8	B3A9	*B3A10
masa(g)	--	8.6	8.9	8.67	9.21	8.57	9.2	8.47	8.5	--
longitud prom.(mm)	--	251	251	251	251	251	251	251	251	--
ancho prom.(mm)	--	25.271	25.444	25.373	25.663	25.055	25.632	24.596	25.251	--
espesor prom.(mm)	--	1.002	1.134	1.082	1.198	1.070	1.156	1.061	1.013	--

\*Las probetas B3A1 y B3A10 se dañaron severamente durante el proceso de cortado del laminado.

En la Figura B-8.2 se muestra la gráfica tridimensional de la variación del espesor en el laminado B3A y del cual se puede observar una mejor distribución interna de la resina, lo cual ocasiona una disminución de la concentración de resina en la zona de entrada del sistema en comparación con el laminado B2B.

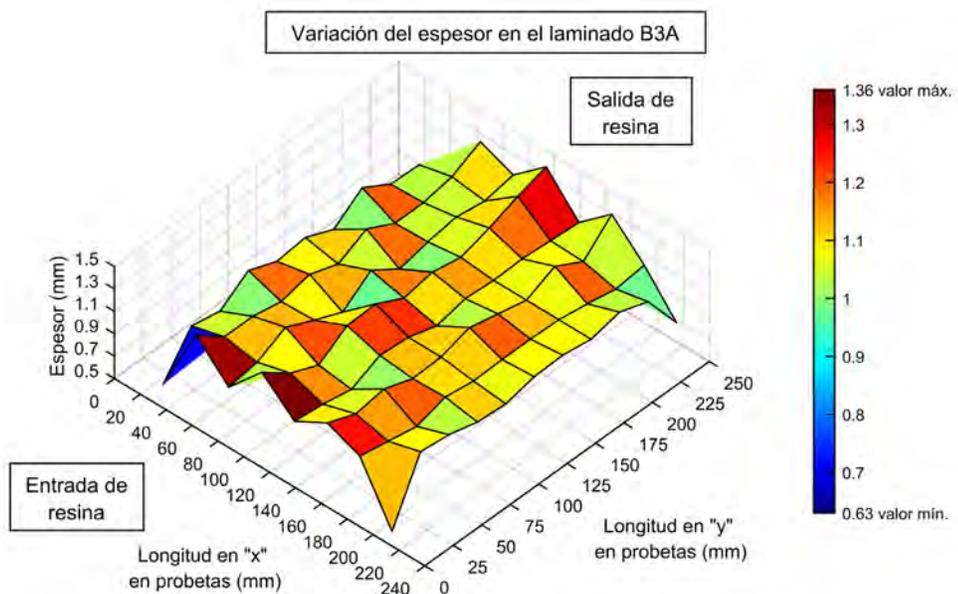


Figura B-8.2 Gráfica de la variación del espesor en el laminado B2B.

En la Tabla B-8.2 se presenta la fracción de volumen de fibras de cada probeta, la cual se determinó a través del procedimiento descrito en el Anexo B-1.

Tabla B-8.2 Fracción de volumen de fibras en cada probeta obtenida del laminado B3A.

		Probetas obtenidas del laminado B3A									
		*B3A1	B3A2	B3A3	B3A4	B3A5	B3A6	B3A7	B3A8	B3A9	*B3A10
$v_f$		--	0.611	0.585	0.601	0.565	0.603	0.564	0.597	0.610	--

\*Las probetas B3A1 y B3A10 se dañaron severamente durante el proceso de cortado del laminado.

Al comparar los resultados presentados en la Figura B-8.2 y la Tabla B-8.2 se determinaron las siguientes *probetas no representativas del laminado*: la probetas B3A1 y B3A10 no se obtuvieron físicamente a causa del daño severo ocasionado por el proceso de corte, las cuales eran las *probetas no representativas* por localizarse en los extremos del laminado; la muestra B3A6 presenta en una zona la falta de la capa de fibras superior por lo cual se considera una *probeta no representativa del laminado*. A diferencia de lo descrito en la sección 4.2.2 en este laminado se buscaba obtener 10 probetas, lo cual se logra al acercar el punto de inicio de corte de las probetas al borde del laminado.

Por lo tanto, el promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado B3A se determinan a través de las 7 probetas representativas (B3A2-B3A5 y B3A7-B3A9) del laminado (Tabla B-8.3).

Tabla B-8.3 Promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado B3A.

		Laminado B3A	
		Promedio	Desviación estándar
$v_f$		0.590	0.020
espesor (mm)		1.092	0.074

### Anexo B-9. Laminado B3B

<b>Laminado:</b>	B3B
<b>Secuencia de apilado:</b>	[+45/-45/0/0/-45/+45]
<b>Tipo de fibra:</b>	4.7 oz. "Uni-Web" fibra de carbono unidireccional.
<b>Tipo de matriz:</b>	Resina poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00 y endurecedor Butanox M-50.
<b>Variación al método de infusión de resina:</b>	Modificación de la distribución interna de la resina.

#### Resultados de la manufactura

Las probetas son clasificadas de acuerdo al laminado que pertenecen, este procedimiento permite extraer y comparar datos acerca de la geometría final de las probetas y la fracción de volumen resultante. En la Figura B-9.1 se muestran las fotografías de la superficie superior e inferior del laminado B3B y se indican las coordenadas de referencia de medición ubicadas en una esquina de la entrada de la resina en el sistema.

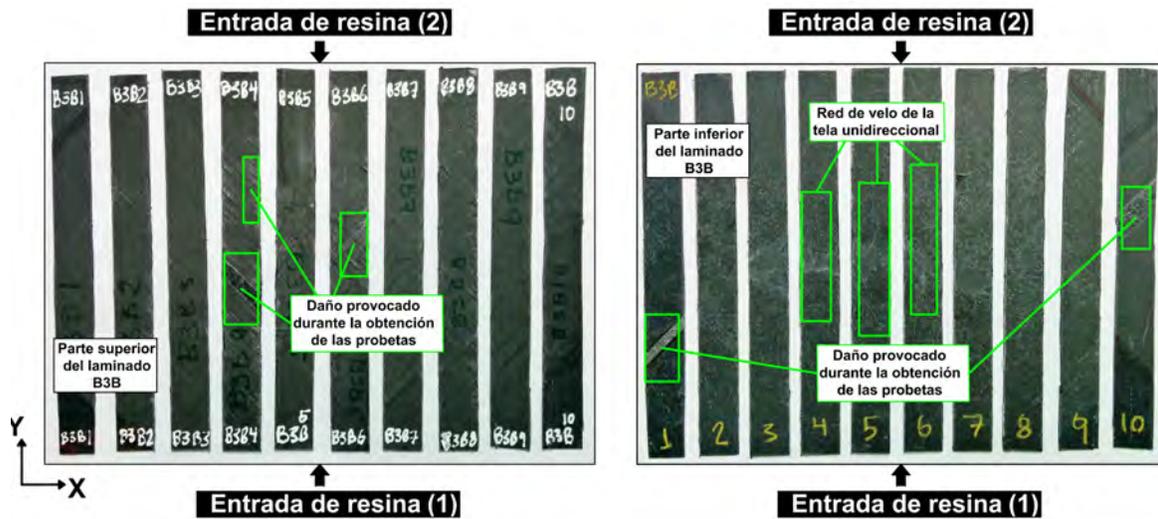


Figura B-9.1 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado B3B en su estado final.

Las probetas de los laminados de estudio se obtuvieron a través de la fresadora multiusos KNUTH MF1V, para el caso del laminado B3B se utilizó un cortador vertical de 4mm de carburo de tungsteno de 2 gavilanes, a una velocidad de trabajo de aprox. 1400 rpm. En la Tabla B-9.1 se presenta la cantidad de masa y los promedios de la geometría de cada probeta del laminado B3B, los promedios se obtienen a través de la medición de once zonas a lo largo de cada probeta.

Tabla B-9.1 Cantidad de masa y promedios de la geometría de cada probeta del laminado B3B.

Datos	Probetas obtenidas del laminado B3B									
	B3B1	B3B2	B3B3	B3B4	B3B5	B3B6	B3B7	B3B8	B3B9	B3B10
masa(g)	7.33	8.59	9.19	9.47	10.83	10.49	9.36	9.04	8.5	7.21
longitud prom.(mm)	251	249	251	251	251	250	251	251	247	249
ancho prom.(mm)	25.117	25.224	25.385	25.390	25.332	25.159	25.430	25.308	25.240	25.411
espesor prom.(mm)	0.892	1.109	1.112	1.224	1.303	1.305	1.136	1.155	1.020	0.938

En la Figura B-9.2 se muestra la gráfica tridimensional de la variación del espesor en el laminado B3B y del cual se puede observar que existe una mayor concentración de resina en la zona central del laminado a causa de colocar la salida de la resina en el centro del laminado.

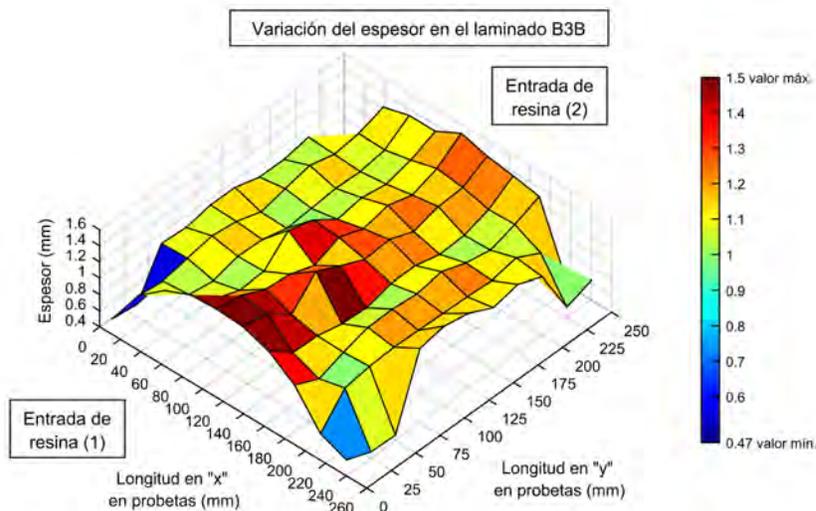


Figura B-9.2 Gráfica de la variación del espesor en el laminado B3B.

En la Tabla B-9.2 se presenta la fracción de volumen de fibras de cada probeta, la cual se determinó a través del procedimiento descrito en el Anexo B-1.

Tabla B-9.2 Fracción de volumen de fibras en cada probeta obtenida del laminado B3B.

	Probetas obtenidas del laminado B3B									
	B3B1	B3B2	B3B3	B3B4	B3B5	B3B6	B3B7	B3B8	B3B9	B3B10
$v_f$	0.762	0.603	0.561	0.539	0.450	0.463	0.548	0.571	0.606	0.785

Al comparar los resultados presentados en la Figura B-9.2 y la Tabla B-9.2 se determinaron las siguientes *probetas no representativas del laminado*: las probetas B3B1 y B3B10 tienen menores espesores y diferentes fracciones de volumen de fibras al ser comparadas con las otras probetas del laminado, por lo cual son *probetas no representativas del laminado* ya que poseen capas incompletas de fibras por localizarse en el extremo del laminado; a causa de colocar la salida de la resina en el centro del laminado se generó una mayor concentración de resina en la zona central, lo cual afectó a las probetas B3B5 y B3B6, por lo tanto son consideradas *probetas no representativas del laminado*. La muestra B3B4 tiene un desprendimiento de la capa superior de fibras por lo cual es considerada como una *probeta no representativa del laminado*. A diferencia de lo descrito en la sección 4.2.2 en este laminado se obtuvieron 10 probetas, lo cual se logra al acercar el punto de inicio de corte de las probetas al borde del laminado.

Por lo tanto, el promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado B3B se determinan a través de las 5 probetas representativas (B3B2, B2B3 y B3B7-B3B9) del laminado (Tabla B-9.3).

Tabla B-9.3 Promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado B3B.

	Laminado B3B	
	Promedio	Desviación estándar
$v_f$	0.578	0.026
espesor (mm)	1.106	0.052

### Anexo B-10. Laminado C1A

<b>Laminado:</b>	C1A
<b>Secuencia de apilado:</b>	[0/+75/-75/-75/+75/0]
<b>Tipo de fibra:</b>	4.7 oz. "Uni-Web" fibra de carbono unidireccional.
<b>Tipo de matriz:</b>	Resina poliéster isoftálica PolyLite® 31424-00 y endurecedor Butanox M-50.
<b>Variación al método de infusión de resina:</b>	Aplicación manual de la resina entre cada capa de fibras.

#### Resultados de la manufactura

Las probetas son clasificadas de acuerdo al laminado que pertenecen, este procedimiento permite extraer y comparar datos acerca de la geometría final de las probetas y la fracción de volumen resultante. En la Figura B-10.1 se muestran las fotografías de la superficie superior e inferior del laminado C1A y se indican las coordenadas de referencia de medición ubicadas en una esquina de la entrada de la resina en el sistema.

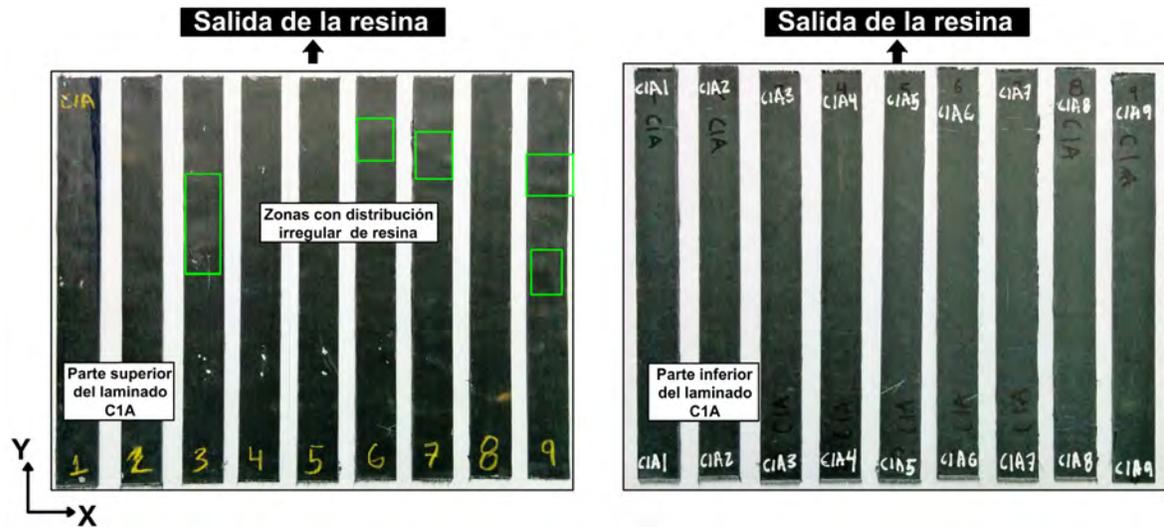


Figura B-10.1 Fotografías de la superficie superior e inferior del laminado C1A en su estado final.

Las probetas de los laminados de estudio se obtuvieron a través de la fresadora multiusos KNUTH MF1V, para el caso del laminado C1A se utilizó un cortador vertical de 5mm de carburo de tungsteno de 2 gabilanes, a una velocidad de trabajo de aprox. 1400 rpm. En la Tabla B-10.1 se presenta la cantidad de masa y los promedios de la geometría de cada probeta del laminado C1A, los promedios se obtienen a través de la medición de once zonas a lo largo de cada probeta.

Tabla B-10.1 Cantidad de masa y promedios de la geometría de cada probeta del laminado C1A.

Datos	Probetas obtenidas del laminado C1A								
	C1A1	C1A2	C1A3	C1A4	C1A5	C1A6	C1A7	C1A8	C1A9
masa(g)	12.17	14.35	14.41	13.98	13.69	13.43	13.4	12.2	11.53
longitud prom.(mm)	251	250.5	250.5	250.5	251	251	251	251	250
ancho prom.(mm)	26.122	24.938	25.053	25.088	25.133	25.167	25.155	25.119	25.420
espesor prom.(mm)	1.644	1.810	1.845	1.776	1.752	1.722	1.722	1.593	1.490

En la Figura B-10.2 se muestra la gráfica tridimensional de la variación del espesor en el laminado C1A y del cual se puede observar que existe una mayor concentración de resina alrededor de la zona de salida a causa de la transición de la resina hacia la línea de succión.

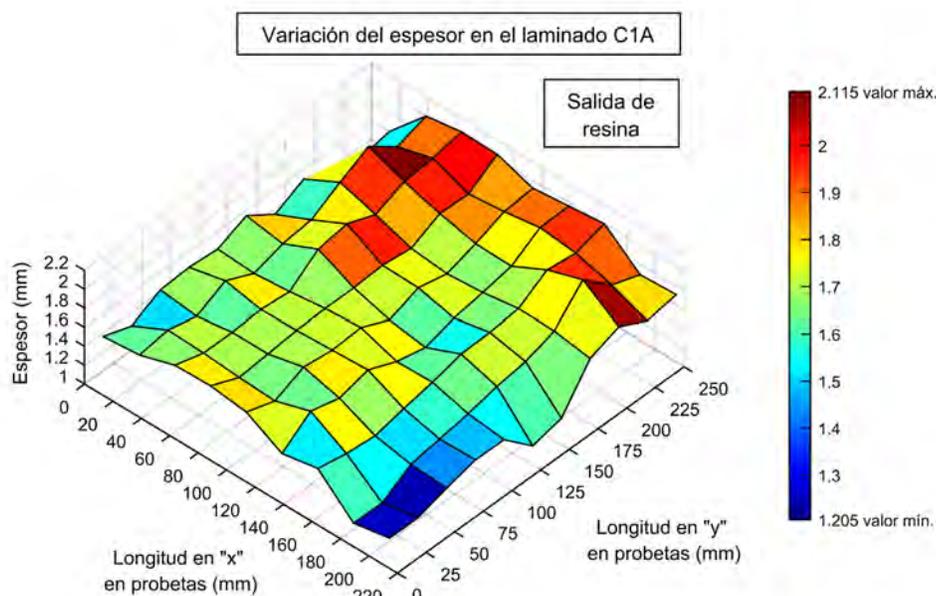


Figura B-10.2 Gráfica de la variación del espesor en el laminado C1A.

En la Tabla B-10.2 se presenta la fracción de volumen de fibras de cada probeta, la cual se determinó a través del procedimiento descrito en el Anexo B-1.

Tabla B-10.2 Fracción de volumen de fibras en cada probeta obtenida del laminado C1A.

	Probetas obtenidas del laminado C1A								
	C1A1	C1A2	C1A3	C1A4	C1A5	C1A6	C1A7	C1A8	C1A9
$v_f$	0.404	0.311	0.311	0.323	0.333	0.341	0.342	0.383	0.415

Al comparar los resultados presentados en la Figura B-10.2 y la Tabla B-10.2 se determinaron las siguientes *probetas no representativas del laminado*: las probetas C1A1 y C1A9 tienen menores espesores y diferentes fracciones de volumen de fibras al ser comparadas con las otras probetas del laminado, por lo cual son *probetas no representativas del laminado* ya que poseen capas incompletas de fibras por localizarse en el extremo del laminado; al realizar solo la succión de la resina y no tener una línea de alimentación de resina en el laminado, la distribución de la resina en la probeta C1A8 es anormal ocasionando que un extremo de la muestra tenga menores espesores en comparación con el resto de la probeta, por lo tanto, la probeta C1A8 se consideró como una *probeta no representativa del laminado*.

Por lo tanto, el promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado C1A se determinan a través de las 6 probetas representativas (C1A2-C1A7) del laminado (Tabla B-10.3).

Tabla B-10.3 Promedio del espesor y de la fracción de volumen de fibras del laminado C1A.

	Laminado C1A	
	Promedio	Desviación estándar
$v_f$	0.327	0.014
espesor (mm)	1.771	0.049

## Anexo C. Ensayos de tensión de los laminados de estudio

### Anexo C-1. Laminado A2B

<b>Laminado:</b>	A2B		
<b>Secuencia de apilado:</b>	[+15/0/-15/-15/0/+15]		
<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039		
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	2 mm/min.

#### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla C-1.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado A2B.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada		
	longitud (mm) máquina	ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
<b>A2B1</b>	150.15	26.199	1.491
<b>A2B2</b>	150.1	25.180	1.584
<b>A2B3</b>	150.1	25.151	1.623
<b>A2B4</b>	150.1	25.536	1.544

#### Resultados del ensayo de tensión

A continuación se presentan las propiedades mecánicas del laminado A2B, en la Tabla C-1.2 se muestran las propiedades mecánicas sin considerar la alineación inicial de cada probeta y en la Tabla C-1.3 se considera la alineación inicial 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 C-1.2 Propiedades mecánicas del laminado A2B sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(*)</sup> Propiedades mecánicas del laminado A2B		
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)
<b>A2B1</b>	450.413	32.268	2.927
<b>A2B2</b>	419.423	30.649	3.537
<b>A2B3</b>	423.681	30.538	2.366
<b>A2B4</b>	439.082	31.329	2.387
<b>promedio</b>	<b>433.15</b>	<b>31.196</b>	<b>2.804</b>
<b>desviación estándar</b>	<b>14.275</b>	<b>0.796</b>	<b>0.553</b>

<sup>(\*)</sup>Sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

Tabla C-1.3 Propiedades mecánicas del laminado A2B considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(a)</sup> Propiedades mecánicas del laminado A2B		
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)
<b>A2B1</b>	446.872	33.038	2.890
<b>A2B2</b>	419.034	30.805	3.532
<b>A2B3</b>	423.334	30.709	2.359
<b>A2B4</b>	438.599	31.495	2.380
<b>promedio</b>	<b>431.960</b>	<b>31.512</b>	<b>2.790</b>
<b>desviación estándar</b>	<b>13.012</b>	<b>1.076</b>	<b>0.552</b>

<sup>(a)</sup>Considerando la alineación vertical inicial de la probeta.

En las siguientes figuras se muestra la gráfica esfuerzo-elongación del laminado A2B, en la Figura C-1.1 se muestra la gráfica esfuerzo-elongación sin considerar la alineación inicial de la probeta y en la Figura C-1.2 se considera la alineación inicial de la probeta.

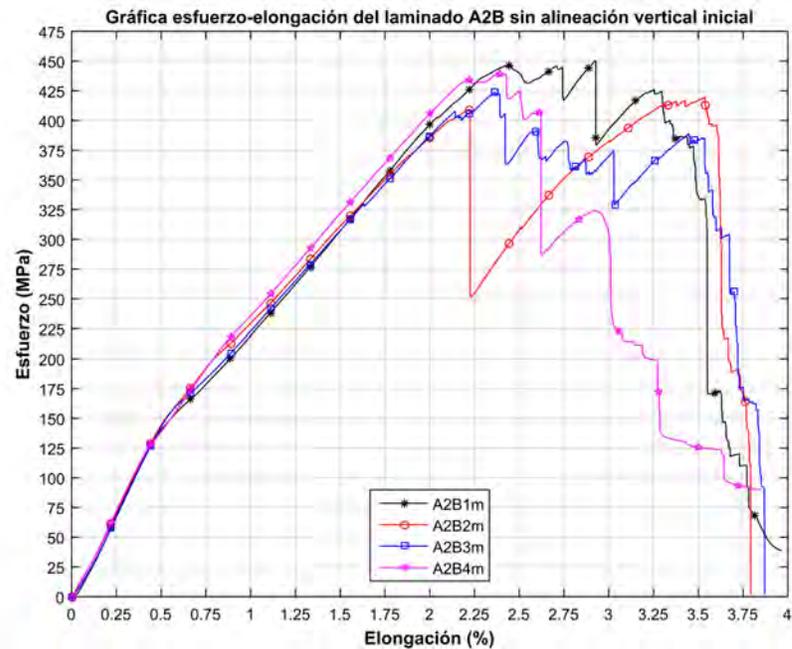


Figura C-1.1 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado A2B sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

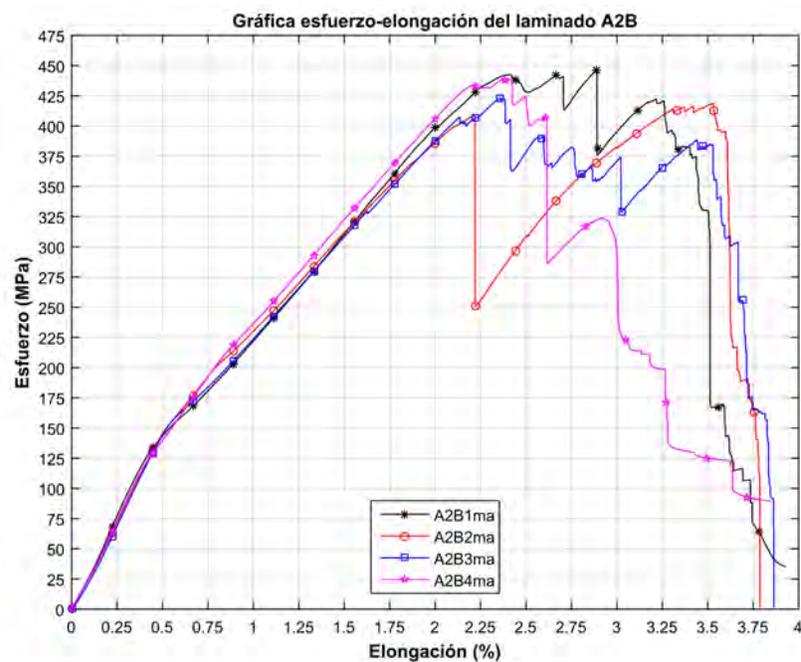
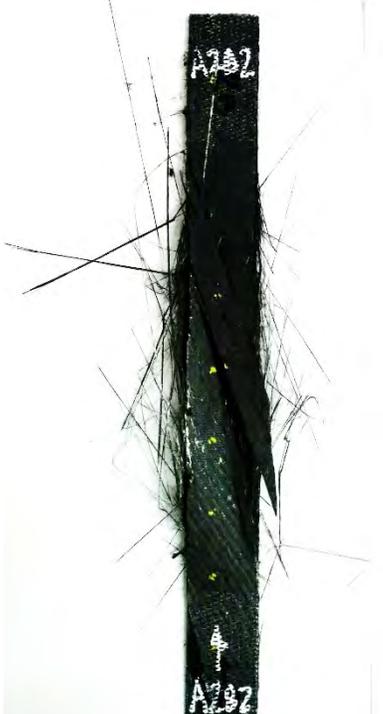
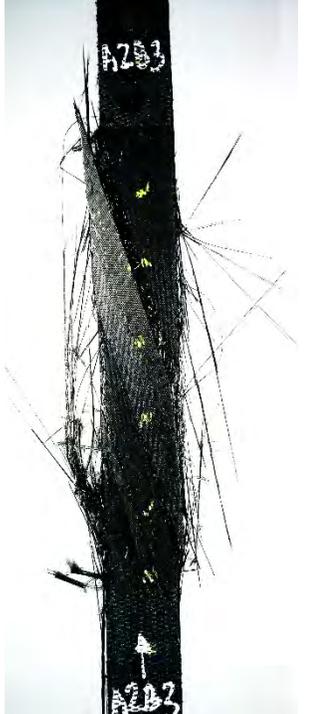


Figura C-1.2 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado A2B considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.

 <p><i>Figura C-1. 3 Probeta A2B1 después del ensayo de tensión.</i></p>	 <p><i>Figura C-1.4 Probeta A2B2 después del ensayo de tensión.</i></p>	 <p><i>Figura C-1.5 Probeta A2B3 después del ensayo de tensión.</i></p>
 <p><i>Figura C-1. 6 Probeta A2B4 después del ensayo de tensión.</i></p>	<p style="text-align: center;"><b>Modos de falla del ensayo de tensión del laminado A2B:</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• El modo de falla predominante en las probetas A2B1-A2B4 es del tipo explosivo, el cual sucede dentro de la zona de la longitud calibrada.</li> <li>• No se presentaron problemas por el tipo de sujeción (sin talones), dado que la falla sucede dentro de la zona de la longitud calibrada.</li> <li>• Las caídas en la curva esfuerzo-elongación localizadas alrededor y posteriormente al valor del esfuerzo máximo que soporta el laminado representan diferentes tipos de fallas en las capas de fibras.</li> <li>• Las primeras capas de fibras que fallan son aquellas que tienen una orientación distinta a la dirección de la carga aplicada.</li> <li>• Las capas a 0° presentan mayormente el tipo de falla explosivo.</li> </ul>	

## Anexo C-2. Laminado A3A

<b>Laminado:</b>	A3A		
<b>Secuencia de apilado:</b>	[+15/-15/0/0/-15/+15]		
<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	2 mm/min.

### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla C-2.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado A3A.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
A3A1	149.5	--	25.200	1.143
A3A2	149	50	24.916	1.154
A3A3	149	50	25.214	1.219

### Resultados del ensayo de tensión

A continuación se presentan las propiedades mecánicas del laminado A3A, en la Tabla C-2.2 se muestran las propiedades mecánicas sin considerar la alineación inicial de cada probeta y en la Tabla C-2.3 se considera la alineación inicial de cada probeta.

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

Tabla C-2.2 Propiedades mecánicas del laminado A3A sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(*)</sup> Propiedades mecánicas del laminado A3A				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
A3A1	516.064	40.576	1.997	--	--
A3A2	528.434	42.031	3.066	82.942	--
A3A3	505.581	39.081	2.297	80.093	--
<b>promedio</b>	<b>516.693</b>	<b>40.563</b>	<b>2.453</b>	<b>81.518</b>	<b>--</b>
<b>desviación estándar</b>	<b>11.440</b>	<b>1.475</b>	<b>0.551</b>	<b>2.015</b>	<b>--</b>

<sup>(\*)</sup>Sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.  
<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

Tabla C-2.3 Propiedades mecánicas del laminado A3A considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(a)</sup> Propiedades mecánicas del laminado A3A				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
A3A1	502.261	42.681	1.931	--	--
A3A2	517.694	43.666	3.022	83.319	--
A3A3	501.404	40.277	2.270	79.905	--
<b>promedio</b>	<b>507.120</b>	<b>42.208</b>	<b>2.407</b>	<b>81.612</b>	<b>--</b>
<b>desviación estándar</b>	<b>9.167</b>	<b>1.744</b>	<b>0.558</b>	<b>2.414</b>	<b>-</b>

<sup>(a)</sup>Considerando la alineación vertical inicial de la probeta.  
<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

En las siguientes figuras se muestra la gráfica esfuerzo-elongación del laminado A3A, en la Figura C-2.1 se muestra la gráfica esfuerzo-elongación sin considerar la alineación inicial de la probeta y en la Figura C-2.2 se considera la alineación inicial de la probeta.

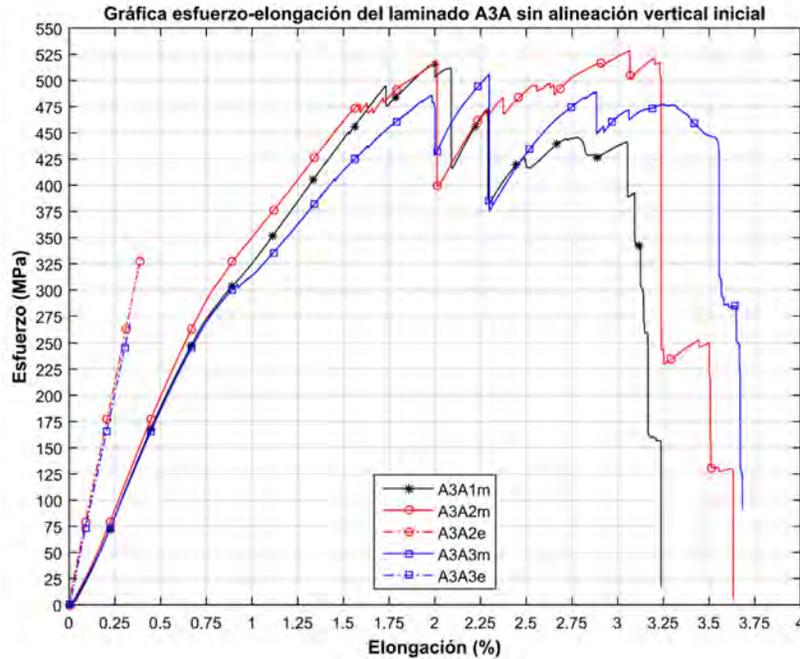


Figura C-2.1 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado A3A sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

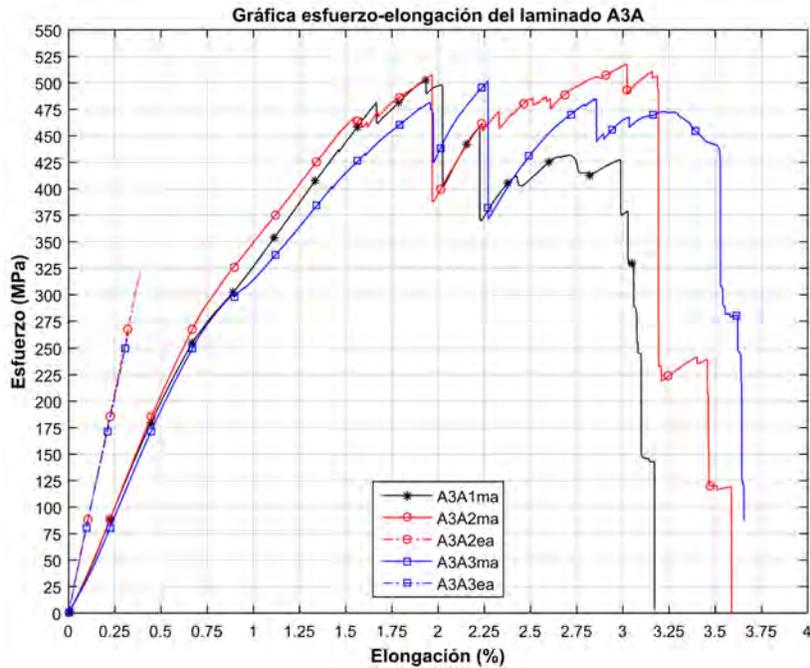


Figura C-2.2 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado A3A considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.



Figura C-2.3 Probeta A3A1 después del ensayo de tensión.



Figura C-2.4 Probeta A3A2 después del ensayo de tensión.



Figura C-2.5 Probeta A3A3 después del ensayo de tensión.

#### **Modos de falla del ensayo de tensión del laminado A3A:**

- El modo de falla predominante en las probetas A3A1-A3A3 es del tipo explosivo, el cual sucede dentro de la zona de la longitud calibrada.
- No se presentaron problemas por el tipo de sujeción (sin talones), dado que la falla sucede dentro de la zona de la longitud calibrada.
- Las caídas en la curva esfuerzo-elongación localizadas alrededor y posteriormente al valor del esfuerzo máximo que soporta el laminado representan diferentes tipos de fallas en las capas de fibras.
- Las primeras capas de fibras que fallan son aquellas que tienen una orientación distinta a la dirección de la carga aplicada.
- Las capas a  $0^\circ$  presentan mayormente el tipo de falla explosivo.

### Anexo C-3. Laminado A3B

<b>Laminado:</b>	A3B		
<b>Secuencia de apilado:</b>	[+15/-15/0/0/-15/+15]		
<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	2 mm/min.

#### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla C-3.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado A3B.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
A3B2	153	50	25.007	1.129
A3B3	153	50	25.091	1.124
A3B8	152	50	25.147	1.116
A3B9	152	50	25.129	1.047

#### Resultados del ensayo de tensión

A continuación se presentan las propiedades mecánicas del laminado A3B, en la Tabla C-3.2 se muestran las propiedades mecánicas sin considerar la alineación inicial de cada probeta y en la Tabla C-3.3 se considera la alineación inicial de cada probeta.

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

Tabla C-3.2 Propiedades mecánicas del laminado A3B sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(*)</sup> Propiedades mecánicas del laminado A3B				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
A3B2	740.798	42.534	2.497	87.552	--
A3B3	630.081	39.358	2.214	91.223	--
A3B8	660.508	43.766	2.083	86.443	--
A3B9	736.292	15.261	2.467	85.377	--
<b>promedio</b>	<b>691.920</b>	<b>35.230</b>	<b>2.316</b>	<b>87.649</b>	--
<b>desviación estándar</b>	<b>55.283</b>	<b>13.441</b>	<b>0.200</b>	<b>2.543</b>	--

<sup>(\*)</sup>Sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.  
<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

Tabla C-3.3 Propiedades mecánicas del laminado A3B considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(a)</sup> Propiedades mecánicas del laminado A3B				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
A3B2	737.858	44.194	2.461	87.885	--
A3B3	620.151	44.773	2.106	91.557	--
A3B8	656.894	44.258	2.066	86.400	--
A3B9	720.327	45.739	2.214	85.759	--
<b>promedio</b>	<b>683.808</b>	<b>44.741</b>	<b>2.212</b>	<b>87.900</b>	--
<b>desviación estándar</b>	<b>54.868</b>	<b>0.714</b>	<b>0.177</b>	<b>2.595</b>	--

<sup>(a)</sup>Considerando la alineación vertical inicial de la probeta.  
<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

En las siguientes figuras se muestra la gráfica esfuerzo-elongación del laminado A3B, en la Figura C-3.1 se muestra la gráfica esfuerzo-elongación sin considerar la alineación inicial de la probeta y en la Figura C-3.2 se considera la alineación inicial de la probeta.

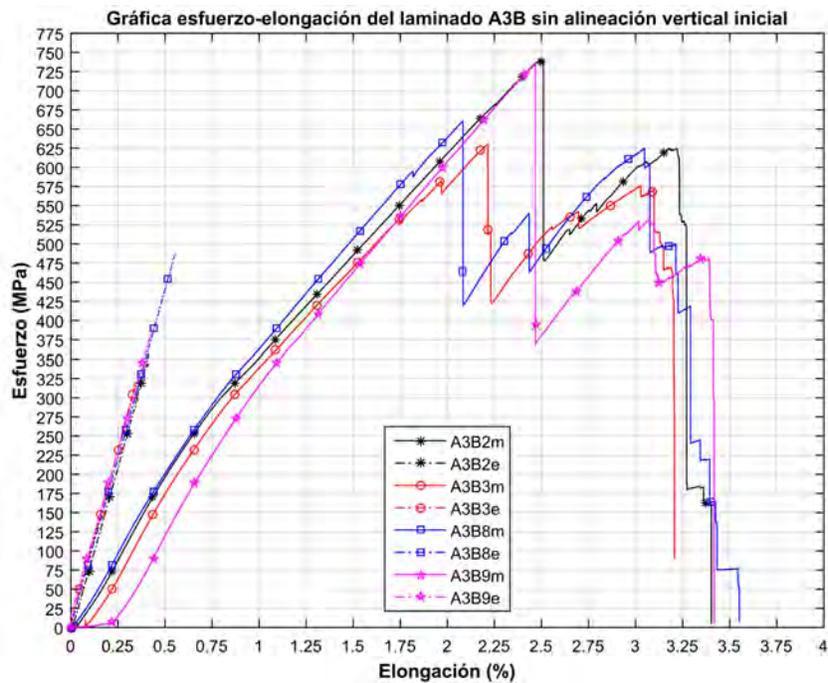


Figura C-3.1 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado A3B sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

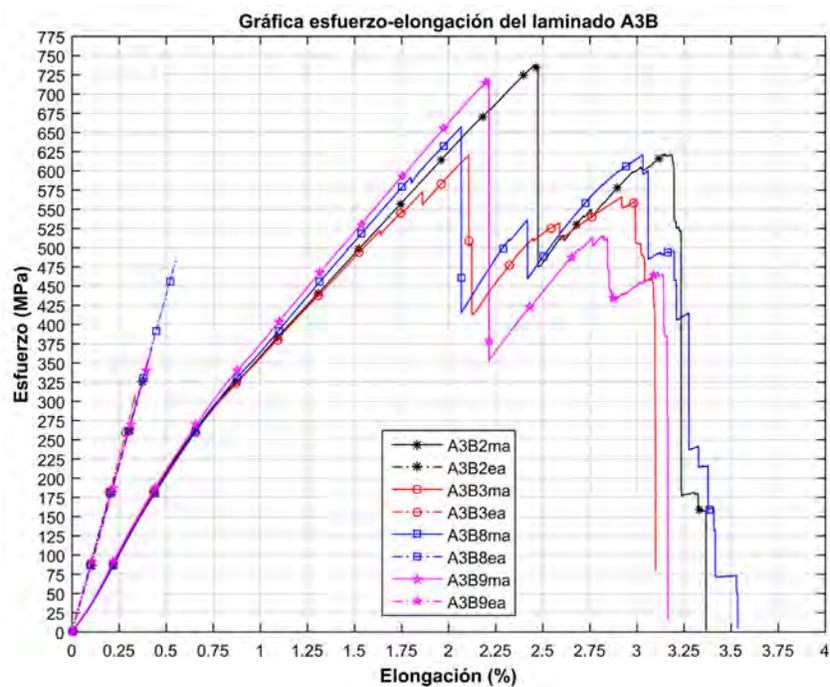


Figura C-3.2 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado A3B considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.

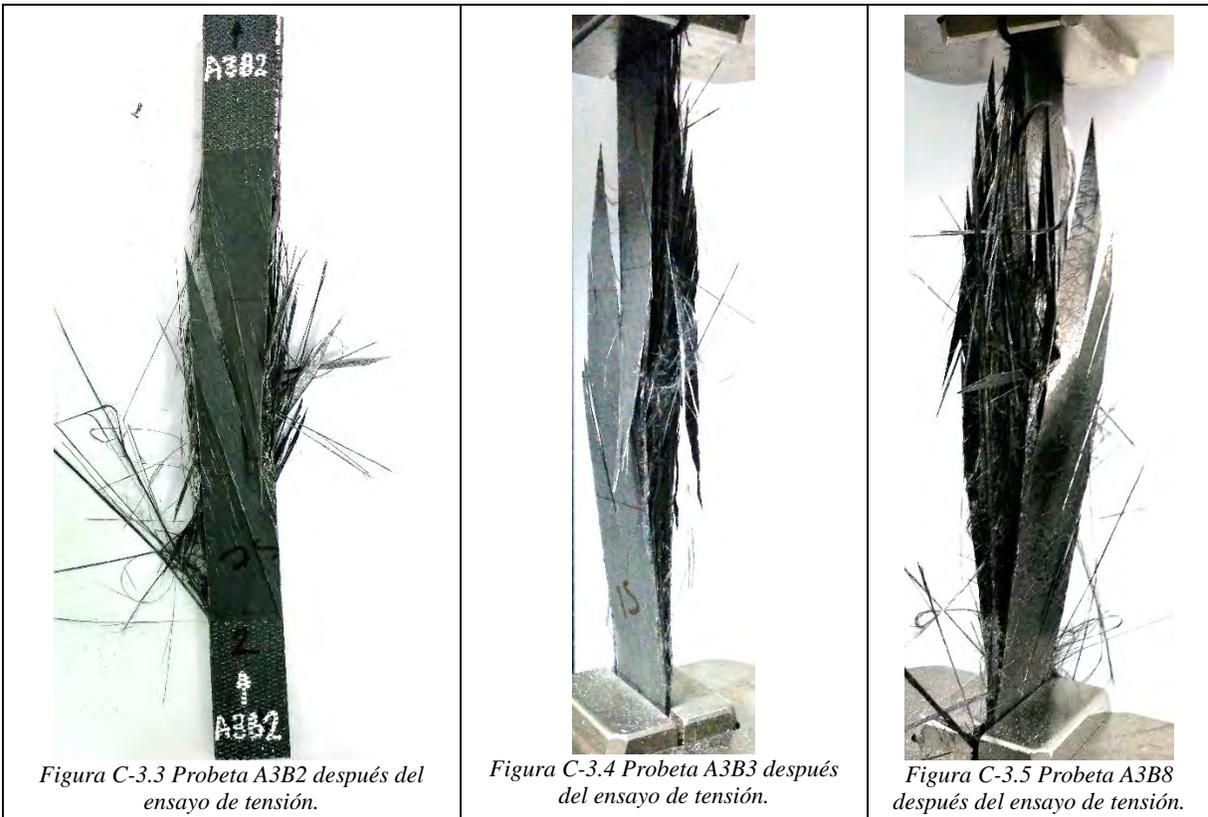


Figura C-3.3 Probeta A3B2 después del ensayo de tensión.

Figura C-3.4 Probeta A3B3 después del ensayo de tensión.

Figura C-3.5 Probeta A3B8 después del ensayo de tensión.



Figura C-3.6 Probeta A3B9 después del ensayo de tensión

**Modos de falla del ensayo de tensión del laminado A3B:**

- El modo de falla predominante en las probetas es del tipo explosivo, el cual sucede dentro de la zona de la longitud calibrada.
- No se presentaron problemas por el tipo de sujeción (sin talones), dado que la falla sucede dentro de la zona de la longitud calibrada.
- Las caídas en la curva esfuerzo-elongación localizadas alrededor y posteriormente al valor del esfuerzo máximo que soporta el laminado representan diferentes tipos de fallas en las capas de fibras.
- Las primeras capas de fibras que fallan son aquellas que tienen una orientación distinta a la dirección de la carga aplicada.
- Las capas a 0° presentan mayormente el tipo de falla explosivo.

## Anexo C-4. Laminado B1A

<b>Laminado:</b>	B1A		
<b>Secuencia de apilado:</b>	[0/+45/-45/-45/+45/0]		
<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	2 mm/min.

### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla C-4.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B1A.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
<b>BIA1</b>	150	50	25.451	1.506
<b>BIA2</b>	150	50	25.497	1.576
<b>BIA7</b>	100	50	25.436	1.316

### Resultados del ensayo de tensión

A continuación se presentan las propiedades mecánicas del laminado B1A, en la Tabla C-4.2 se muestran las propiedades mecánicas sin considerar la alineación inicial de cada probeta y en la Tabla C-4.3 se considera la alineación inicial de cada probeta.

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

Tabla C-4.2 Propiedades mecánicas del laminado B1A sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(*)</sup> Propiedades mecánicas del laminado B1A				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
<b>BIA1</b>	462.798	17.621	3.124	29.490	--
<b>BIA2</b>	470.288	17.705	3.364	29.111	--
<b>BIA7</b>	488.514	17.689	3.639	35.489	--
<b>promedio</b>	<b>473.867</b>	<b>17.672</b>	<b>3.376</b>	<b>31.364</b>	--
<b>desviación estándar</b>	<b>13.226</b>	<b>0.045</b>	<b>0.257</b>	<b>3.578</b>	--

<sup>(\*)</sup>Sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

Tabla C-4.3 Propiedades mecánicas del laminado B1A considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(a)</sup> Propiedades mecánicas del laminado B1A				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
<b>BIA1</b>	457.399	18.123	3.081	29.511	--
<b>BIA2</b>	466.623	17.917	3.342	29.002	--
<b>BIA7</b>	487.596	17.857	3.627	35.503	--
<b>promedio</b>	<b>470.539</b>	<b>17.965</b>	<b>3.350</b>	<b>31.339</b>	--
<b>desviación estándar</b>	<b>15.475</b>	<b>0.139</b>	<b>0.273</b>	<b>3.615</b>	--

<sup>(a)</sup>Considerando la alineación vertical inicial de la probeta.

<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

En las siguientes figuras se muestra la gráfica esfuerzo-elongación del laminado B1A, en la Figura C-4.1 se muestra la gráfica esfuerzo-elongación sin considerar la alineación inicial de la probeta y en la Figura C-4.2 se considera la alineación inicial de la probeta.

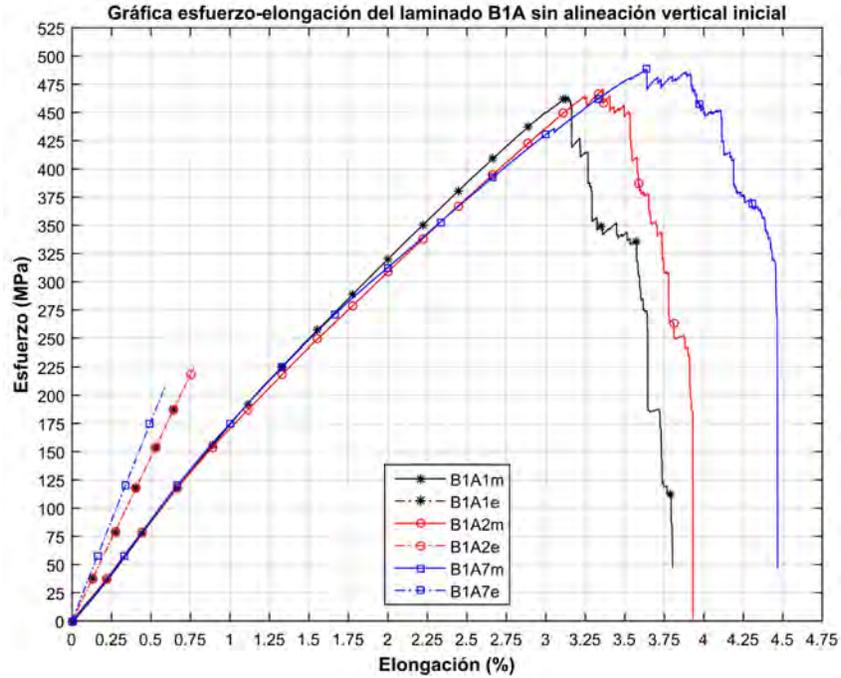


Figura C-4.1 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado B1A sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

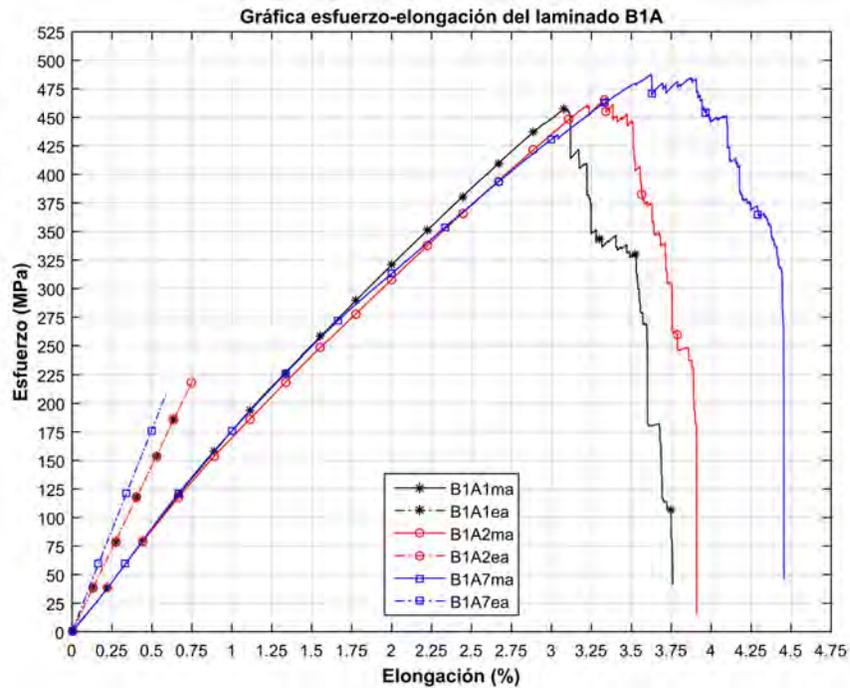


Figura C-4.2 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado B1A considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.



Figura C-4.3 Probeta BIA1 después del ensayo de tensión.

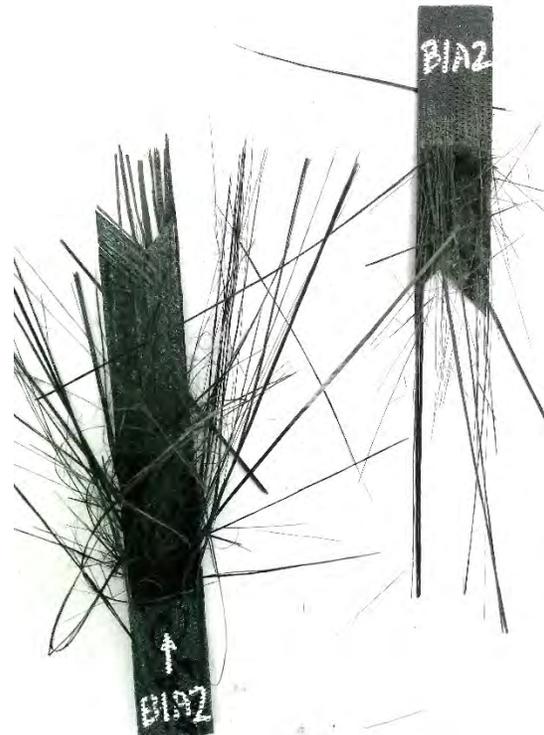


Figura C-4.4 Probeta BIA2 después del ensayo de tensión.



Figura C-4.5 Probeta BIA7 después del ensayo de tensión.

**Modos de falla del ensayo de tensión del laminado B1A:**

- El modo de falla predominante en las probetas es del tipo explosivo, el cual sucede dentro de la zona de la longitud calibrada.
  
- Las caídas en la curva esfuerzo-elongación localizadas posteriormente al valor del esfuerzo máximo que soporta el laminado representan diferentes tipos de fallas en las capas de fibras.
  
- El tipo de falla en las capas a 0° es a través de la ruptura de grupos de fibras en diferentes zonas dentro la longitud calibrada, es decir, la falla completa de una capa a 0° no sucede de forma completa en un tiempo dado.

## Anexo C-5. Laminado B1B

<b>Laminado:</b>	B1B		
<b>Secuencia de apilado:</b>	[0/+45/-45/-45/+45/0]		
<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	2 mm/min.

### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla C-5.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B1B.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
<b>B1B3</b>	148	50	25.056	1.250
<b>B1B8</b>	148	50	25.270	1.334
<b>B1B9</b>	148	50	25.383	1.166

### Resultados del ensayo de tensión

A continuación se presentan las propiedades mecánicas del laminado B1B, en la Tabla C-5.2 se muestran las propiedades mecánicas sin considerar la alineación inicial de cada probeta y en la Tabla C-5.3 se considera la alineación inicial de cada probeta.

El módulo de elasticidad longitudinal (E) y el porcentaje de elongación se determinaron considerando el registro de la deformación de la probeta a través de dos medios: el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos, por lo cual ambas propiedades se indican son un subíndice (m) y a través del registro del extensómetro, por lo cual ambas propiedades se indican son un subíndice (e).

Tabla C-5.2 Propiedades mecánicas del laminado B1B sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(*)</sup> Propiedades mecánicas del laminado B1B				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
<b>B1B3</b>	340.418	17.013	2.926	30.229	--
<b>B1B8</b>	348.404	19.457	2.536	33.465	--
<b>B1B9</b>	358.817	21.277	2.568	38.451	--
<b>promedio</b>	<b>349.213</b>	<b>19.249</b>	<b>2.677</b>	<b>34.048</b>	--
<b>desviación estándar</b>	<b>9.226</b>	<b>2.140</b>	<b>0.217</b>	<b>4.142</b>	--

<sup>(\*)</sup>Sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

Tabla C-5.3 Propiedades mecánicas del laminado B1B considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(a)</sup> Propiedades mecánicas del laminado B1B				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
<b>B1B3</b>	336.822	17.191	2.893	30.441	--
<b>B1B8</b>	348.165	19.464	2.532	33.409	--
<b>B1B9</b>	354.864	21.394	2.546	38.406	--
<b>promedio</b>	<b>346.617</b>	<b>19.350</b>	<b>2.657</b>	<b>34.085</b>	--
<b>desviación estándar</b>	<b>9.120</b>	<b>2.104</b>	<b>0.204</b>	<b>4.026</b>	--

<sup>(a)</sup>Considerando la alineación vertical inicial de la probeta.

<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

En las siguientes figuras se muestra la gráfica esfuerzo-elongación del laminado B1B, en la Figura C-5.1 se muestra la gráfica esfuerzo-elongación sin considerar la alineación inicial de la probeta y en la Figura C-5.2 se considera la alineación inicial de la probeta.

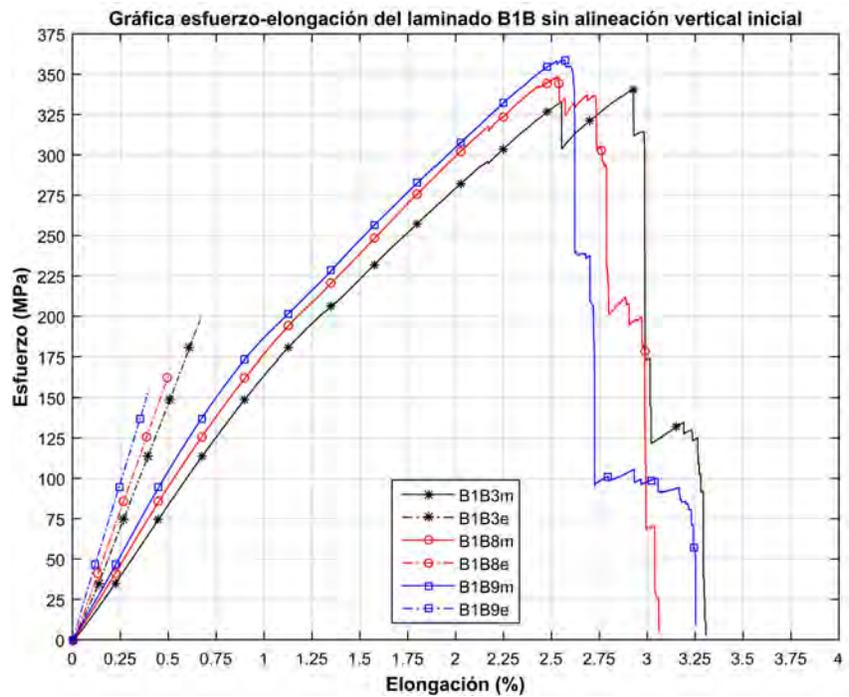


Figura C-5.1 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado B1B sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

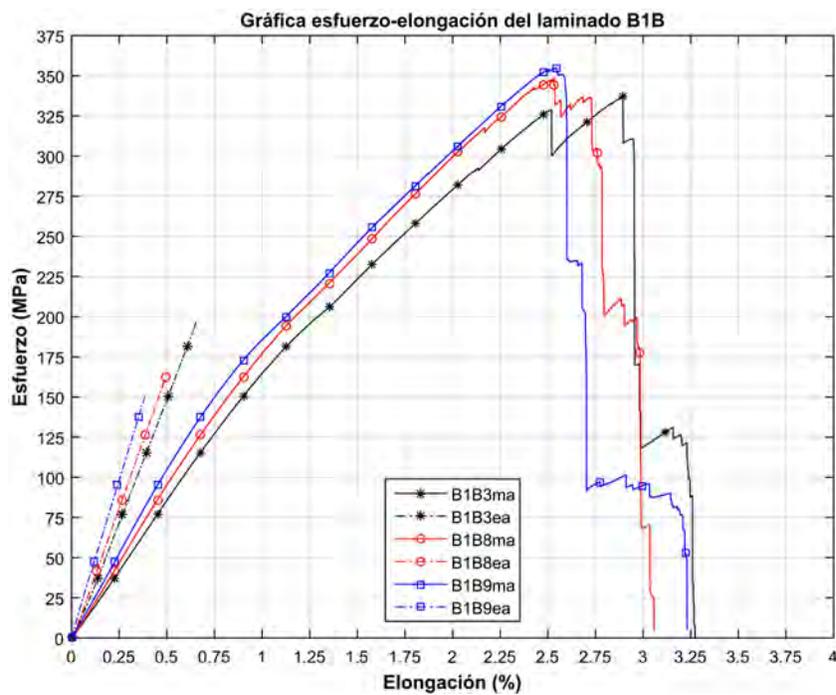


Figura C-5.2 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado B1B considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.

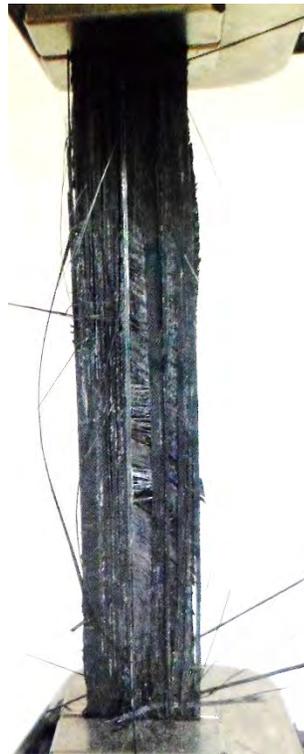


Figura C-5.3 Probeta B1B3 después del ensayo de tensión.



Figura C-5.4 Probeta B1B8 después del ensayo de tensión.



Figura C-5.5 Probeta B1B9 después del ensayo de tensión.

#### **Modos de falla del ensayo de tensión del laminado B1B:**

- El modo de falla predominante en las probetas es del tipo explosivo, el cual sucede dentro de la zona de la longitud calibrada.
- Las caídas en la curva esfuerzo-elongación localizadas alrededor y posteriormente al valor del esfuerzo máximo que soporta el laminado representan diferentes tipos de fallas en las capas de fibras.
- El tipo de falla en las capas a  $0^\circ$  es a través de la ruptura de grupos de fibras en diferentes zonas dentro la longitud calibrada, es decir, la falla completa de una capa a  $0^\circ$  no sucede de forma completa en un tiempo dado.

## Anexo C-6. Laminado B2B

<b>Laminado:</b>	B2B		
<b>Secuencia de apilado:</b>	[+45/0/-45/-45/0/+45]		
<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	2 mm/min.

### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla C-6.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B2B.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
<b>B2B2</b>	148	50	25.286	1.216
<b>B2B3</b>	149	50	25.261	1.259
<b>B2B9</b>	148	50	25.051	1.269

### Resultados del ensayo de tensión

A continuación se presentan las propiedades mecánicas del laminado B2B, en la Tabla C-6.2 Tabla C-5.2 se muestran las propiedades mecánicas sin considerar la alineación inicial de cada probeta y en la Tabla C-6.3 se considera la alineación inicial de cada probeta.

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

Tabla C-6.2 Propiedades mecánicas del laminado B2B sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(*)</sup> Propiedades mecánicas del laminado B2B				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
<b>B2B2</b>	655.405	23.388	3.767	37.062	--
<b>B2B3</b>	675.245	22.119	4.027	38.482	--
<b>B2B9</b>	598.496	22.208	3.484	34.414	--
<b>promedio</b>	<b>643.049</b>	<b>22.572</b>	<b>3.759</b>	<b>36.653</b>	--
<b>desviación estándar</b>	<b>39.839</b>	<b>0.709</b>	<b>0.272</b>	<b>2.065</b>	--

<sup>(\*)</sup>Sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

Tabla C-6.3 Propiedades mecánicas del laminado B2B considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(a)</sup> Propiedades mecánicas del laminado B2B				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
<b>B2B2</b>	651.515	23.738	3.738	37.092	--
<b>B2B3</b>	671.916	22.363	4.006	38.455	--
<b>B2B9</b>	594.321	22.677	3.451	34.537	--
<b>promedio</b>	<b>639.251</b>	<b>22.926</b>	<b>3.732</b>	<b>36.694</b>	--
<b>desviación estándar</b>	<b>40.225</b>	<b>0.721</b>	<b>0.277</b>	<b>1.989</b>	--

<sup>(a)</sup>Considerando la alineación vertical inicial de la probeta.

<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

En las siguientes figuras se muestra la gráfica esfuerzo-elongación del laminado B2B, en la Figura C-6.1 se muestra la gráfica esfuerzo-elongación sin considerar la alineación inicial de la probeta y en la Figura C-6.2 se considera la alineación inicial de la probeta.

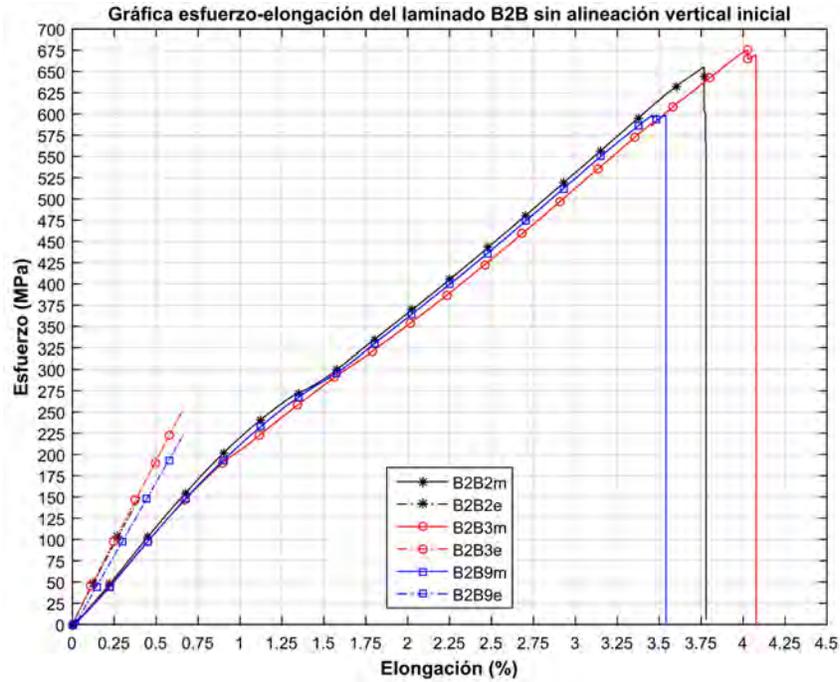


Figura C-6.1 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado B2B sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

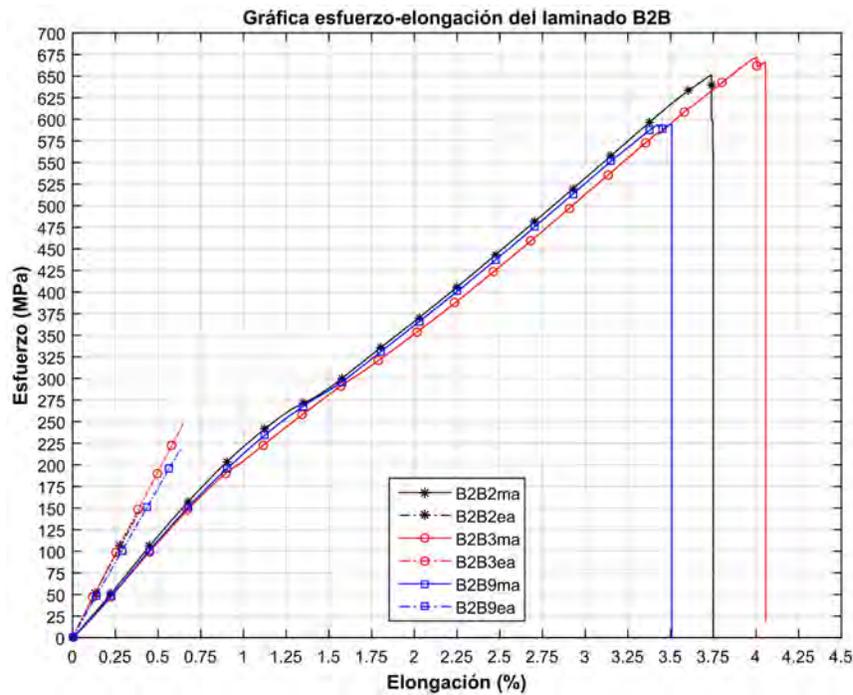


Figura C-6.2 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado B2B considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.

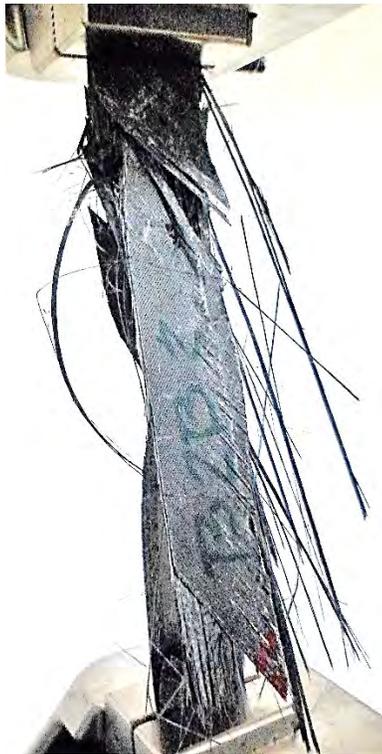


Figura C-6.3 Probeta B2B2 después del ensayo de tensión.

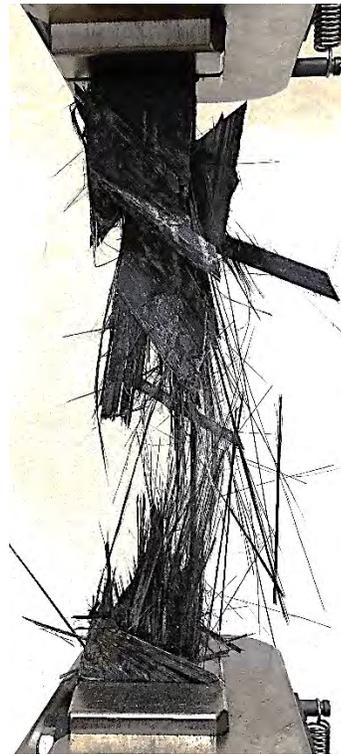


Figura C-6.4 Probeta B2B3 después del ensayo de tensión.



Figura C-6.5 Probeta B2B9 después del ensayo de tensión.

#### **Modos de falla del ensayo de tensión del laminado B2B:**

- El modo de falla predominante en las probetas es del tipo explosivo, el cual sucede dentro de la zona de la longitud calibrada.
- No se presentaron problemas por el tipo de sujeción (sin talones), dado que la falla sucede dentro de la zona de la longitud calibrada.
- Después de alcanzar el esfuerzo máximo que soporta el laminado no se presentaron caídas escalonadas notables en la curva esfuerzo-elongación, esto se debe a que en la etapa final del laminado se presentan de forma conjunta los modos de falla de todas las capas que conforman el compuesto.

## Anexo C-7. Laminado B3A

<b>Laminado:</b>	B3A		
<b>Secuencia de apilado:</b>	[+45/-45/0/0/-45/+45]		
<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	2 mm/min.

### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla C-7.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B3A.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
<b>B3A2</b>	151	50	25.277	1.086
<b>B3A3</b>	150	50	25.503	1.097
<b>B3A9</b>	148	50	25.291	1.091

### Resultados del ensayo de tensión

A continuación se presentan las propiedades mecánicas del laminado B3A, en la Tabla C-7.2 Tabla C-5.2 se muestran las propiedades mecánicas sin considerar la alineación inicial de cada probeta y en la Tabla C-7.3 se considera la alineación inicial de cada probeta.

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

Tabla C-7.2 Propiedades mecánicas del laminado B3A sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(*)</sup> Propiedades mecánicas del laminado B3A				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
<b>B3A2</b>	650.640	23.678	3.960	40.977	--
<b>B3A3</b>	713.846	23.866	3.936	40.971	--
<b>B3A9</b>	731.080	25.501	4.055	42.325	--
<b>promedio</b>	<b>698.522</b>	<b>24.348</b>	<b>3.984</b>	<b>41.424</b>	--
<b>desviación estándar</b>	<b>42.353</b>	<b>1.003</b>	<b>0.063</b>	<b>0.780</b>	--

<sup>(\*)</sup>Sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.  
<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

Tabla C-7.3 Propiedades mecánicas del laminado B3A considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(a)</sup> Propiedades mecánicas del laminado B3A				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
<b>B3A2</b>	648.471	23.543	3.932	40.717	--
<b>B3A3</b>	712.050	24.481	3.881	40.764	--
<b>B3A9</b>	725.428	25.867	4.011	42.125	--
<b>promedio</b>	<b>695.316</b>	<b>24.630</b>	<b>3.941</b>	<b>41.202</b>	--
<b>desviación estándar</b>	<b>41.117</b>	<b>1.17</b>	<b>0.065</b>	<b>0.800</b>	--

<sup>(a)</sup>Considerando la alineación vertical inicial de la probeta.  
<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

En las siguientes figuras se muestra la gráfica esfuerzo-elongación del laminado B3A, en la Figura C-7.1 se muestra la gráfica esfuerzo-elongación sin considerar la alineación inicial de la probeta y en la Figura C-7.2 se considera la alineación inicial de la probeta.

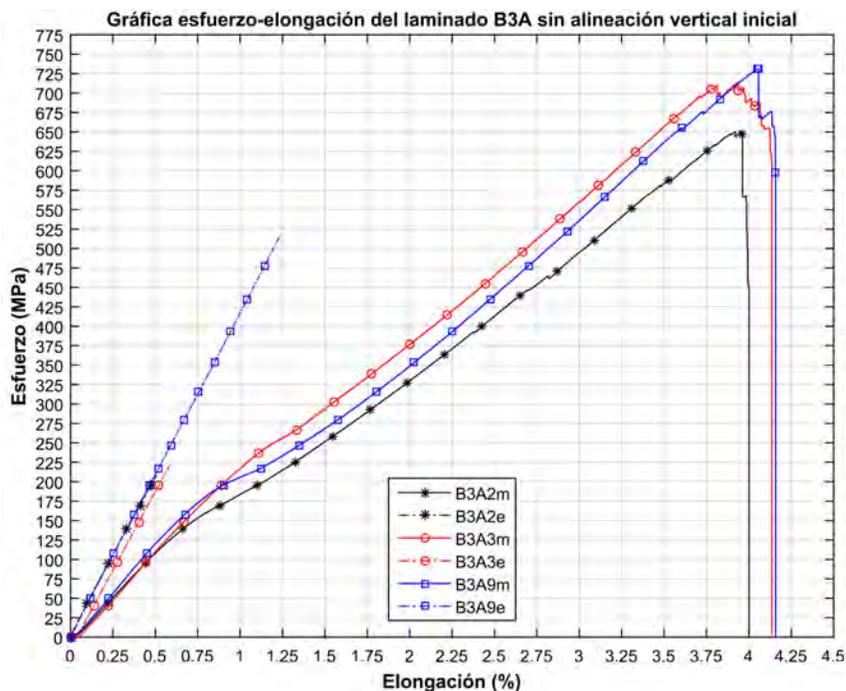


Figura C-7.1 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado B3A sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

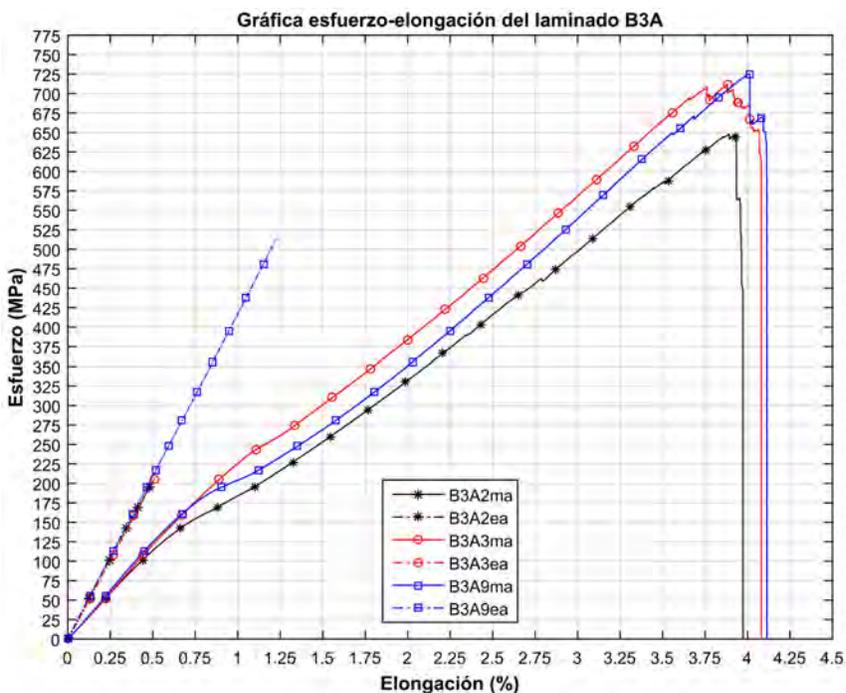


Figura C-7.2 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado B3A considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.



Figura C-7.3 Probeta B3A2 después del ensayo de tensión.



Figura C-7.4 Probeta B3A3 después del ensayo de tensión.



Figura C-7.5 Probeta B3A9 después del ensayo de tensión.

**Modos de falla del ensayo de tensión del laminado B3A:**

- El modo de falla predominante en las probetas es del tipo explosivo, el cual sucede dentro de la zona de la longitud calibrada.
- No se presentaron problemas por el tipo de sujeción (sin talones), dado que la falla sucede dentro de la zona de la longitud calibrada.
- Después de alcanzar el esfuerzo máximo que soporta el laminado no se presentaron caídas escalonadas severas en la curva esfuerzo-elongación, esto se debe a que en la etapa final del laminado se presentan de forma conjunta los modos de falla de todas las capas que conforman el compuesto.

## Anexo C-8. Laminado B3B

<b>Laminado:</b>	B3B		
<b>Secuencia de apilado:</b>	[+45/-45/0/0/-45/+45]		
<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	2 mm/min.

### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla C-8.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B3B.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
<b>B3B2</b>	149	50	25.331	1.104
<b>B3B8</b>	151	50	25.347	1.159
<b>B3B9</b>	147	50	25.400	1.133

### Resultados del ensayo de tensión

A continuación se presentan las propiedades mecánicas del laminado B3B, en la Tabla C-8.2 Tabla C-5.2 se muestran las propiedades mecánicas sin considerar la alineación inicial de cada probeta y en la Tabla C-8.3 se considera la alineación inicial de cada probeta.

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

Tabla C-8.2 Propiedades mecánicas del laminado B3B sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(*)</sup> Propiedades mecánicas del laminado B3B				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
<b>B3B2</b>	688.208	24.206	3.899	39.730	--
<b>B3B8</b>	690.391	22.369	4.043	38.046	--
<b>B3B9</b>	642.574	23.190	3.966	38.067	--
<b>promedio</b>	<b>673.724</b>	<b>23.255</b>	<b>3.969</b>	<b>38.614</b>	--
<b>desviación estándar</b>	<b>26.999</b>	<b>0.920</b>	<b>0.072</b>	<b>0.966</b>	--

<sup>(\*)</sup>Sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.  
<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

Tabla C-8.3 Propiedades mecánicas del laminado B3B considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(a)</sup> Propiedades mecánicas del laminado B3A				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
<b>B3B2</b>	687.883	24.249	3.896	39.646	--
<b>B3B8</b>	689.061	22.538	4.029	37.887	--
<b>B3B9</b>	639.155	23.495	3.931	37.714	--
<b>promedio</b>	<b>672.033</b>	<b>23.427</b>	<b>3.952</b>	<b>38.416</b>	--
<b>desviación estándar</b>	<b>28.479</b>	<b>0.858</b>	<b>0.069</b>	<b>1.069</b>	--

<sup>(a)</sup>Considerando la alineación vertical inicial de la probeta.  
<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

En las siguientes figuras se muestra la gráfica esfuerzo-elongación del laminado B3B, en la Figura C-8.1 se observa la gráfica esfuerzo-elongación sin considerar la alineación inicial de la probeta y en la Figura C-8.2 se considera la alineación inicial de la probeta.

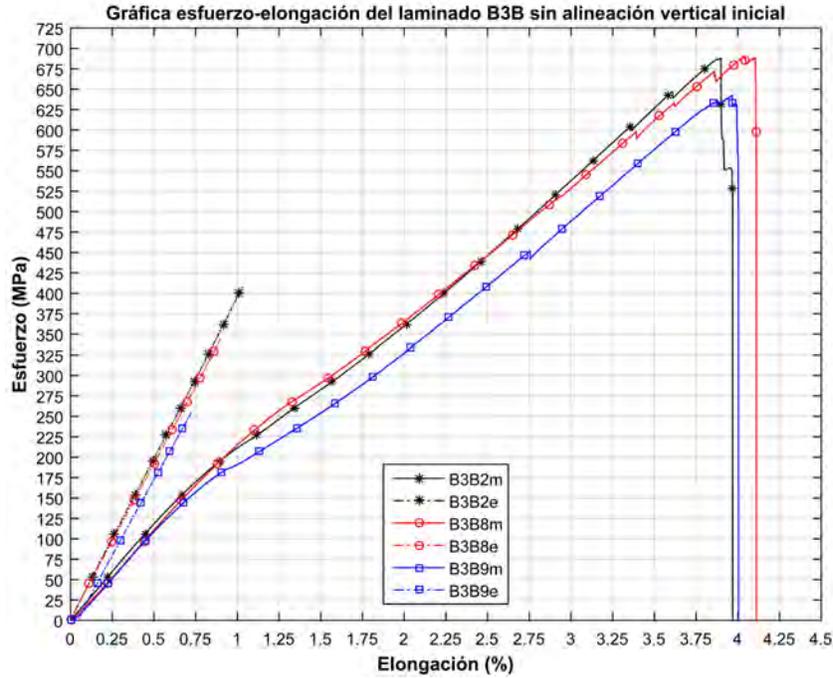


Figura C-8.1 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado B3B sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

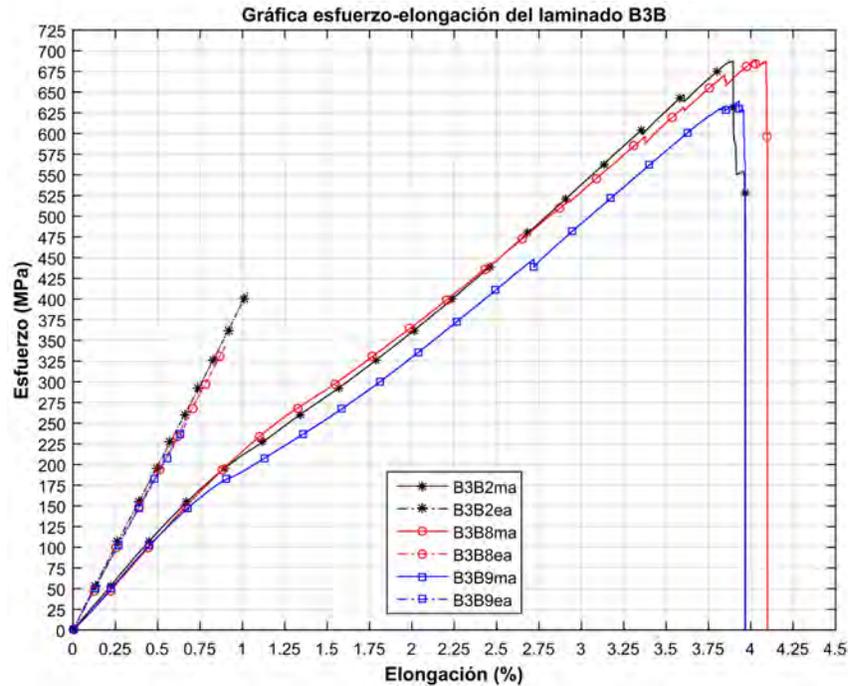


Figura C-8.2 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado B3B considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.

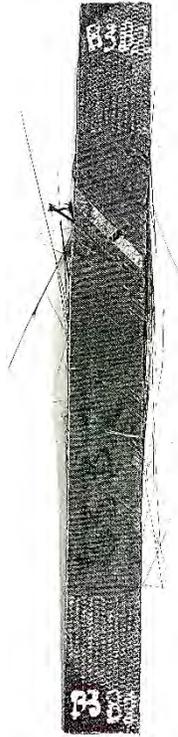


Figura C-8.3 Probeta B3B2 después del ensayo de tensión.

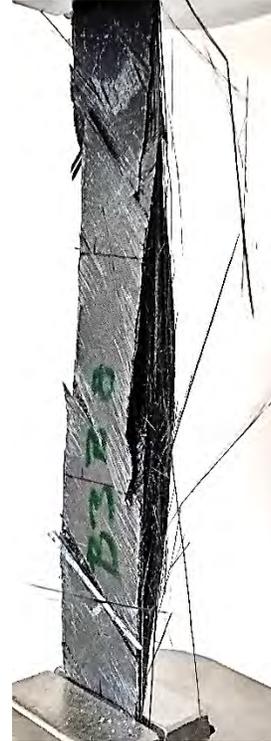


Figura C-8.4 Probeta B3B8 después del ensayo de tensión.

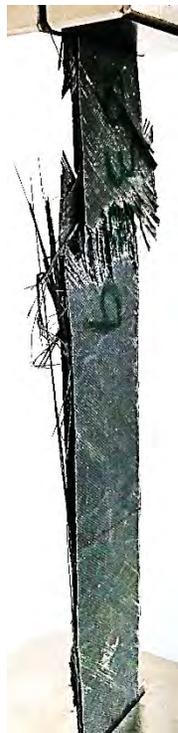


Figura C-8.5 Probeta B3B9 después del ensayo de tensión.

#### **Modos de falla del ensayo de tensión del laminado B3B:**

- El modo de falla predominante en las probetas es del tipo explosivo, el cual sucede dentro de la zona de la longitud calibrada.
- No se presentaron problemas por el tipo de sujeción (sin talones), dado que la falla sucede dentro de la zona de la longitud calibrada.
- Después de alcanzar el esfuerzo máximo que soporta el laminado no se presentaron caídas escalonadas severas en la curva esfuerzo-elongación, esto se debe a que en la etapa final del laminado se presentan de forma conjunta los modos de falla de todas las capas que conforman el compuesto.

## Anexo C-9. Laminado C1A

<b>Laminado:</b>	C1A		
<b>Secuencia de apilado:</b>	[0/+75/-75/-75/+75/0]		
<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	2 mm/min.

### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla C-9.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado C1A.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
<b>CIA2</b>	150.5	50	24.867	1.806
<b>CIA6</b>	151	50	25.199	1.677
<b>CIA7</b>	151	50	25.187	1.699

### Resultados del ensayo de tensión

A continuación se presentan las propiedades mecánicas del laminado C1A, en la Tabla C-9.2 Tabla C-5.2 se muestran las propiedades mecánicas sin considerar la alineación inicial de cada probeta y en la Tabla C-9.3 se considera la alineación inicial de cada probeta.

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

Tabla C-9.2 Propiedades mecánicas del laminado C1A sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(*)</sup> Propiedades mecánicas del laminado C1A				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
<b>CIA2</b>	379.152	15.651	3.142	23.447	--
<b>CIA6</b>	368.864	15.191	3.050	27.151	--
<b>CIA7</b>	312.578	15.534	2.518	24.503	--
<b>promedio</b>	<b>353.531</b>	<b>15.458</b>	<b>2.903</b>	<b>25.034</b>	--
<b>desviación estándar</b>	<b>35.837</b>	<b>0.239</b>	<b>0.337</b>	<b>1.908</b>	--

<sup>(\*)</sup>Sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

Tabla C-9.3 Propiedades mecánicas del laminado C1A considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.

Probetas	<sup>(a)</sup> Propiedades mecánicas del laminado C1A				
	$\sigma_u$ (MPa)	$E_m$ (GPa)	Elongación <sub>m</sub> (%)	$E_e$ (GPa)	<sup>(**)</sup> Elongación <sub>e</sub> (%)
<b>CIA2</b>	378.906	15.667	3.139	23.468	--
<b>CIA6</b>	368.582	15.242	3.047	27.032	--
<b>CIA7</b>	312.306	15.567	2.515	24.499	--
<b>promedio</b>	<b>353.265</b>	<b>15.492</b>	<b>2.900</b>	<b>24.999</b>	--
<b>desviación estándar</b>	<b>35.845</b>	<b>0.222</b>	<b>0.337</b>	<b>1.834</b>	--

<sup>(a)</sup>Considerando la alineación vertical inicial de la probeta.

<sup>(\*\*)</sup>Extensómetro retirado por el tipo de falla explosiva de las probetas.

En las siguientes figuras se muestra la gráfica esfuerzo-elongación del laminado C1A, en la Figura C-9.1 se observa la gráfica esfuerzo-elongación sin considerar la alineación inicial de la probeta y en la Figura C-9.2 se considera la alineación inicial de la probeta.

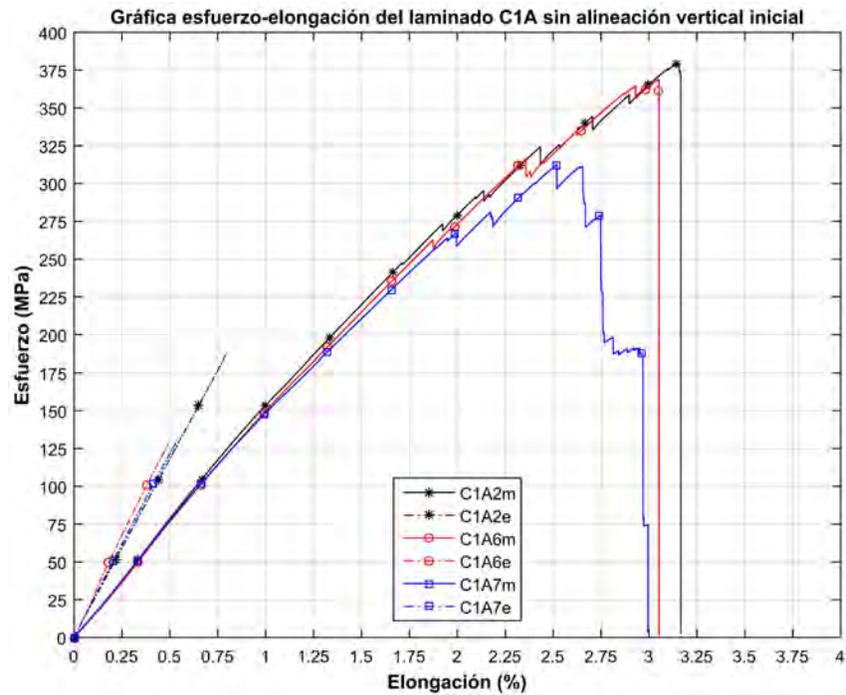


Figura C-9.1 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado C1A sin considerar la alineación vertical inicial de cada probeta.

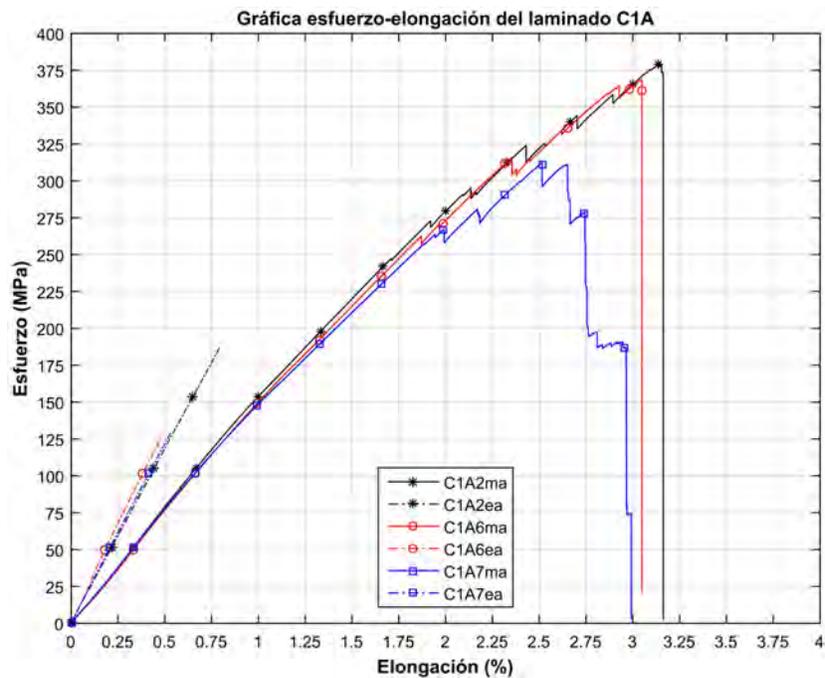


Figura C-9.2 Gráfica esfuerzo-elongación de laminado C1A considerando la alineación vertical inicial de cada probeta.

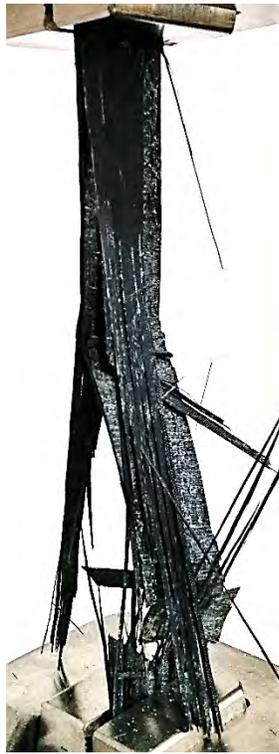


Figura C-9.3 Probeta CIA2 después del ensayo de tensión.



Figura C-9.4 Probeta CIA6 después del ensayo de tensión.



Figura C-9.5 Probeta CIA7 después del ensayo de tensión.

#### Modos de falla del ensayo de tensión del laminado C1A:

- El modo de falla predominante en las probetas es del tipo explosivo, el cual sucede dentro de la zona de la longitud calibrada.
- Las caídas en la curva esfuerzo-elongación localizadas previamente al valor del esfuerzo máximo que soporta el laminado representan diferentes tipos de fallas en las capas de fibras.
- El tipo de falla en las capas a  $0^\circ$  es a través de la ruptura de grupos de fibras en diferentes zonas dentro la longitud calibrada, es decir, la falla completa de una capa a  $0^\circ$  no sucede de forma completa en un tiempo dado.

## Anexo D. Ensayos de fatiga en los laminados de estudio

### Anexo D-1. Laminado A3A

<b>Laminado:</b>	A3A	<b>Secuencia de apilado:</b>	[+15/-15/0/0/-15/+15]	<b>Ensayo:</b>	Fatiga
------------------	-----	------------------------------	-----------------------	----------------	--------

#### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla D-1.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado A3A.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
A3A4	149	50	25.160	1.291
A3A5	149	50	24.271	1.240
*A3A6	149	50	25.533	1.426
A3A7	149	50	25.219	1.294
A3A8	150	50	24.929	1.230
*A3A9	150	50	25.127	1.203

(\*Probeta descartada por ser utilizada para determinar el número de ciclos de duración del Bloque<sub>n</sub> en la secuencia de cargas.

#### Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura D-1.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplica a la probeta A3A5 y A3A7, para la probeta A3A4 y A3A8 no se aplicó el Bloque<sub>0</sub> de la secuencia de cargas.

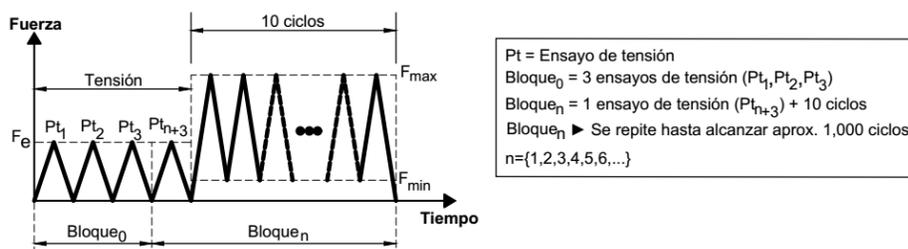


Figura D-1.1 Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga.

#### ▪ Tensión

**Método de ensayo de tensión:** ASTM D3039    **Extensómetro:** Epsilon® 3542-050M-050-ST

**Máquina de ensayos:** Shimadzu AG-X plus 100 kN    **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 D-1.2) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla D-1.2 Procedimiento para determinar  $F_e$  en el laminado A3A.

Determinación de $F_e$ en el laminado A3A		
Probetas	(*) $F_{ruptura}$ (N)	(**) $F_{0.3\%}$ (N)
A3A1	14,864.490	--
A3A2	15,194.100	7,309.993
A3A3	15,539.460	7,448.848
promedio	15,199.350	7,379.421
porcentaje (%)	100	48.551
se agrega el porcentaje (%)		+ 10
	$F_e$ (%)	58.551
	$F_e$ (N)	<b>8,899.356</b>

(\*) 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.

<b>▪ Ciclos (Curva cíclica)</b>				
<b>Método de ensayo de fatiga:</b>	ASTM D3479	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST	
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Frecuencia:</b>	2 ciclos/min	
<b>Forma:</b>	Triangular	<b>Amplitud:</b>	Constante	<b>Parámetro de control:</b> Esfuerzo (Fuerza)
<b>Razón de carga:</b>	0.1	<b>Esfuerzo máximo:</b>	75% $\sigma_u$	

Tabla D-1.3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado A3A.

<b>Control de la carga cíclica</b>			
(*) $\sigma_u = 683.808$ MPa			
<b>Probetas</b>	<b>75% <math>\sigma_u</math> (MPa)</b>	<b><math>F_{max}</math> (N)</b>	<b><math>F_{min}</math> (N)</b>
A3A4	507.120	12,358.134	1,235.813
A3A5	507.120	11,446.926	1,144.693
A3A7	507.120	12,414.307	1,241.431
A3A8	507.120	11,662.036	1,166.204

(\*)Esfuerzo último del laminado considerando la alineación vertical inicial.

**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 de dos medios: el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ). En las siguientes tablas se presentan los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado A3A, además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

Tabla D-1.4 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta A3A4.

<b>Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A3A4</b>				
<b>Ensayo tensión (Pt<sub>n</sub>)</b>	<b>Bloque<sub>n</sub></b>	<b>Ciclos</b>	<b><math>E_m</math> (GPa)</b>	<b>*<math>E_e</math> (GPa)</b>
1	1	0	41.639	78.924
2	2	10	46.665	78.594
3	3	20	46.613	78.133
4	4	30	46.675	73.028
5	5	40	46.582	76.984
6	6	50	46.616	74.404
7	7	60	46.646	76.410
8	8	70	46.880	74.304
9	9	80	46.099	73.957
10	10	90	45.978	74.184
11	11	100	46.031	72.892
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
49	49	480	14.446	--
	49	<b>485</b>	<b>Falla completa</b>	

(\*)Extensómetro retirado antes de llegar a la falla completa.

Tabla D-1.5 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta A3A5.

<b>Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A3A5</b>				
<b>Ensayo tensión (Pt<sub>n</sub>)</b>	<b>Bloque<sub>n</sub></b>	<b>Ciclos</b>	<b><math>E_m</math> (GPa)</b>	<b>*<math>E_e</math> (GPa)</b>
1	0	0	42.005	80.173
2	0	0	46.817	79.089
3	0	0	46.715	79.063
4	1	0	46.718	78.971
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			46.750	79.324
5	2	10	45.215	75.647
6	3	20	44.915	75.738
7	4	30	44.486	74.322
8	5	40	43.991	74.071
9	6	50	43.588	75.309
10	7	60	43.345	75.291
11	8	70	43.000	75.365
12	9	80	42.268	74.823
13	10	90	41.655	74.391
14	11	100	37.617	75.044
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
33	30	290	13.565	--
	30	<b>297</b>	<b>Falla completa</b>	

(\*)Extensómetro retirado antes de llegar a la falla completa.

Tabla D-1.6 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta A3A7.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A3A7				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	* $E_e$ (GPa)
1	0	0	42.077	77.778
2	0	0	47.731	78.515
3	0	0	47.708	77.339
4	1	0	47.778	77.952
Inicio ( $E_{prom}$ )			47.739	77.896
5	2	10	46.418	77.011
6	3	20	46.306	75.279
7	4	30	46.146	74.959
8	5	40	46.179	72.297
9	6	50	46.210	71.900
10	7	60	46.113	73.042
11	8	70	45.906	71.684
12	9	80	45.707	73.057
13	10	90	45.678	71.171
14	11	100	45.745	67.673
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
85	82	810	18.749	--
	82	<b>818</b>	<b>Falla completa</b>	

(\*)Extensómetro retirado antes de llegar a la falla completa.

Tabla D-1.7 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta A3A8.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A3A8				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	* $E_e$ (GPa)
1	1	0	42.854	78.816
2	2	10	47.502	76.198
3	3	20	47.752	75.586
4	4	30	47.152	74.183
5	5	40	47.178	74.589
6	6	50	47.230	74.416
7	7	60	47.368	75.232
8	8	70	47.401	74.335
9	9	80	47.236	74.053
10	10	90	48.110	77.413
11	11	100	48.050	74.171
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
108	108	1,070	15.212	--
	108	<b>1,071</b>	<b>Falla completa</b>	

(\*)Extensómetro retirado antes de llegar a la falla completa.

▪ **Degradación del módulo de elasticidad**

En las siguientes figuras se muestran las gráficas de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de cada probeta que pertenece al laminado A3A, además, en la Figura D-1.6 se presenta una gráfica general con el comportamiento de la degradación del módulo de elasticidad longitudinal de todas las probetas del laminado A3A.

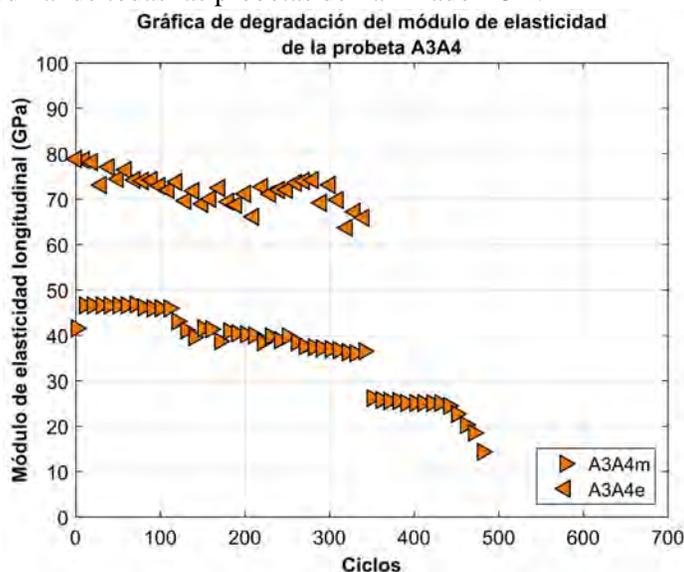


Figura D-1.2 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta A3A4.

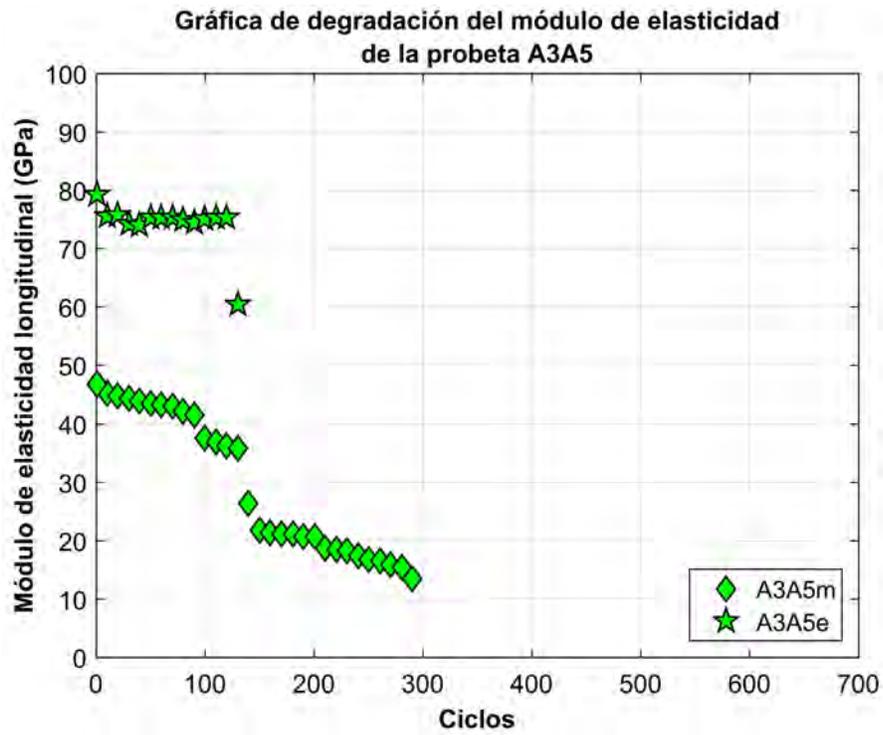


Figura D-1.3 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta A3A5.

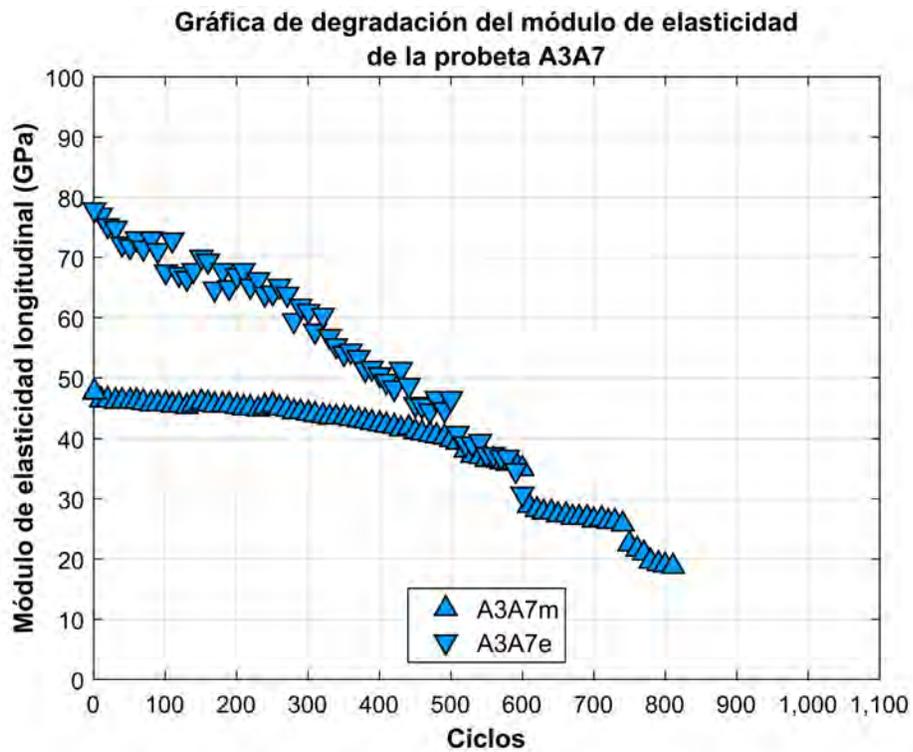


Figura D-1.4 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta A3A7.

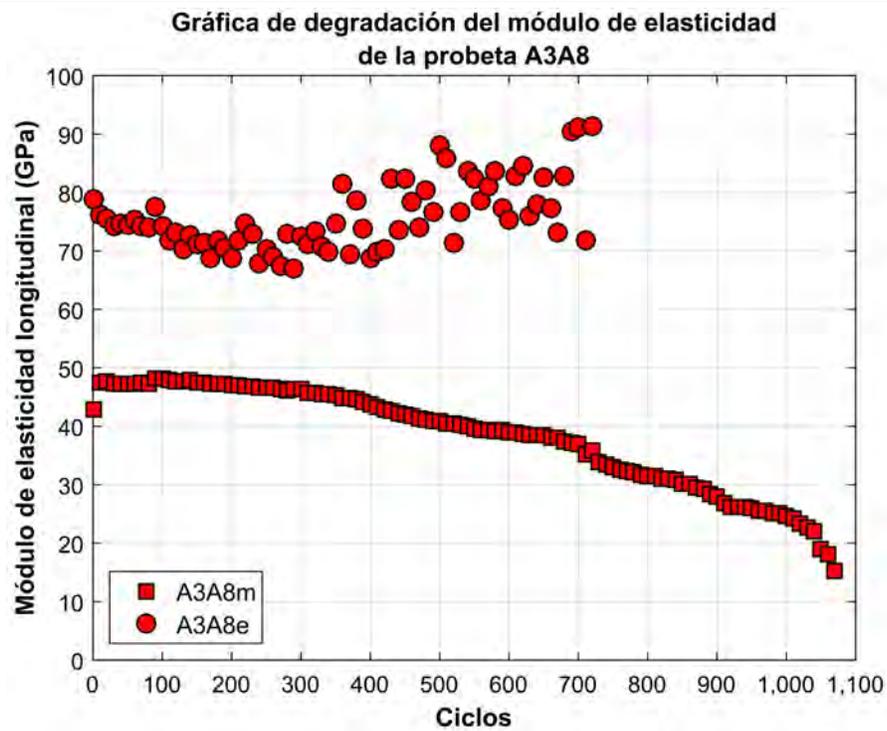


Figura D-1.5 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta A3A8.

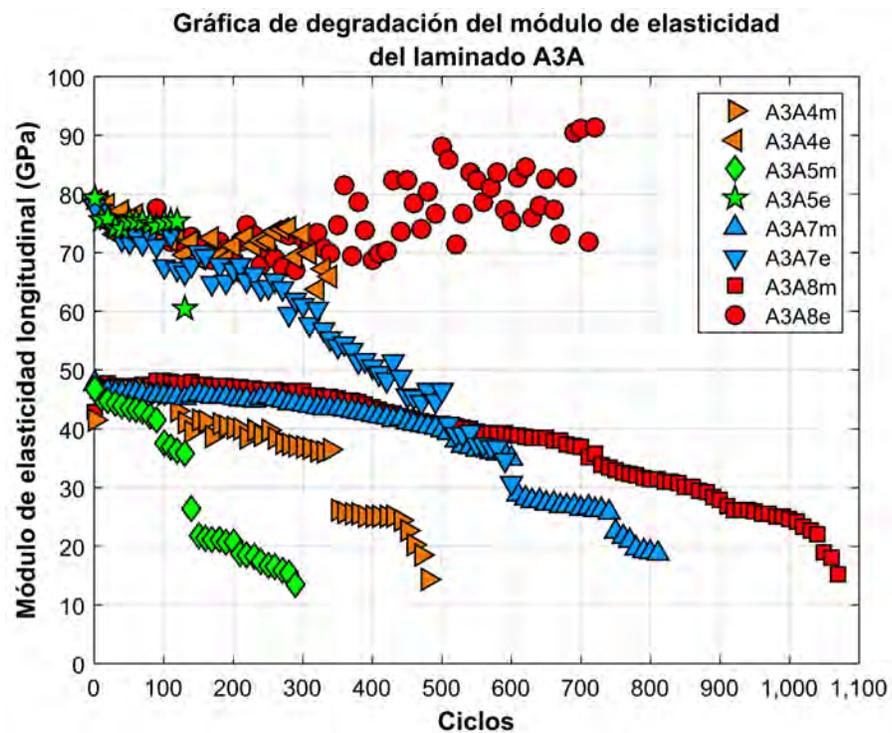


Figura D-1.6 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de todas las probetas del laminado A3A.

▪ 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 ( $E_m$ ) permite obtener el daño acumulado  $Daño_m$ . En las siguientes figuras se muestran la gráficas del  $Daño_m$  en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado A3A.

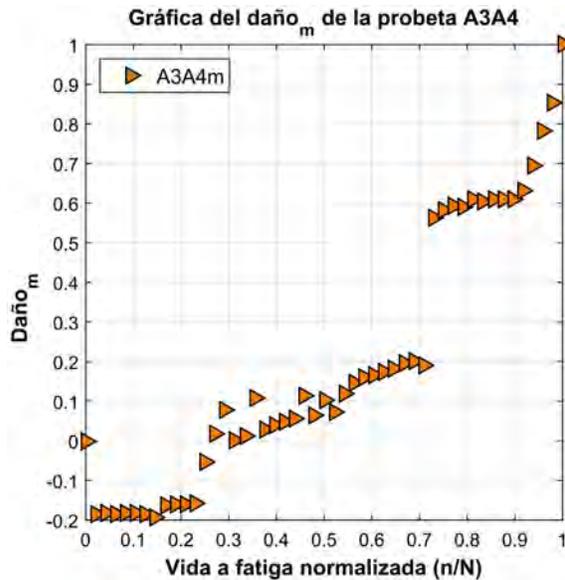


Figura D-1.7 Gráfica del  $Daño_m$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A3A4.

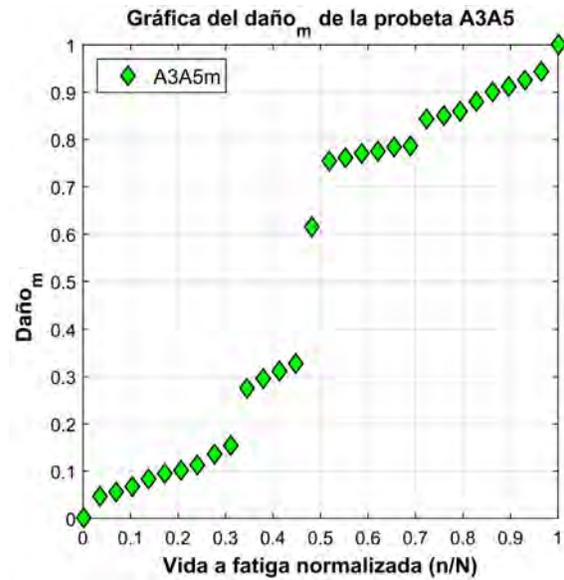


Figura D-1.8 Gráfica del  $Daño_m$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A3A5.

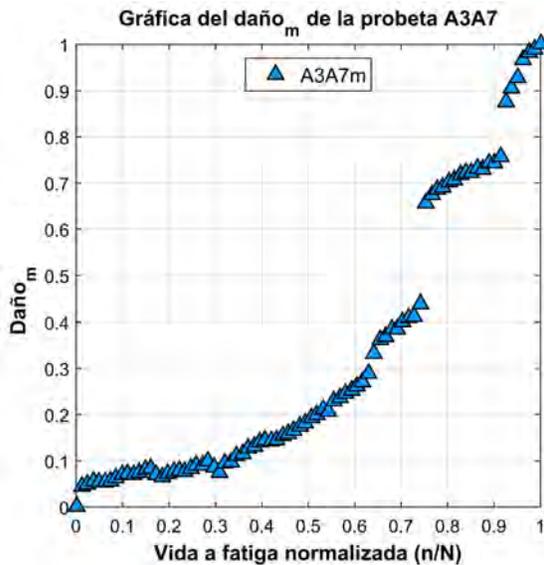


Figura D-1.9 Gráfica del  $Daño_m$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A3A7.

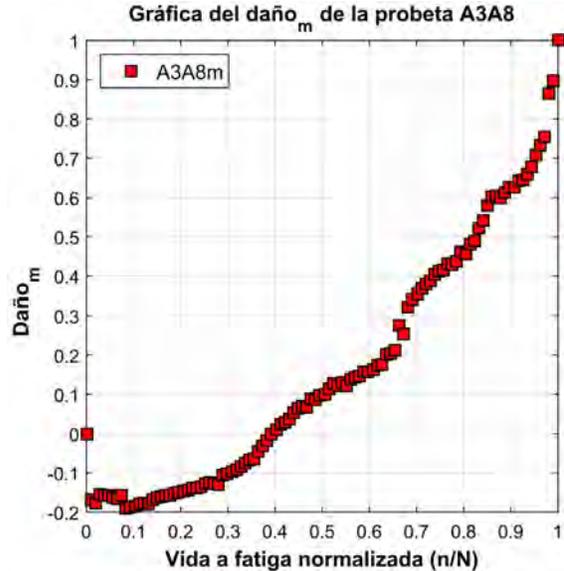
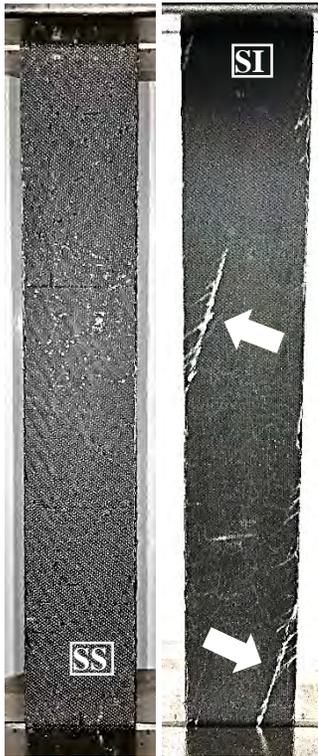
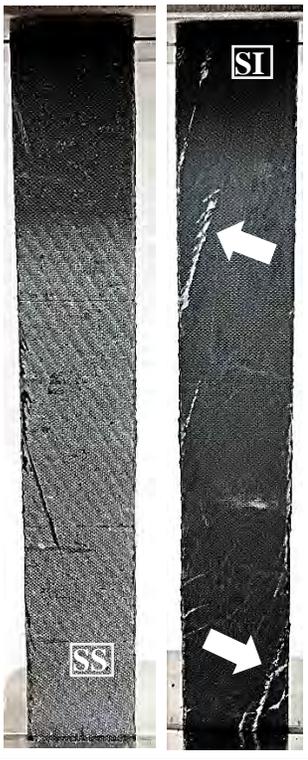
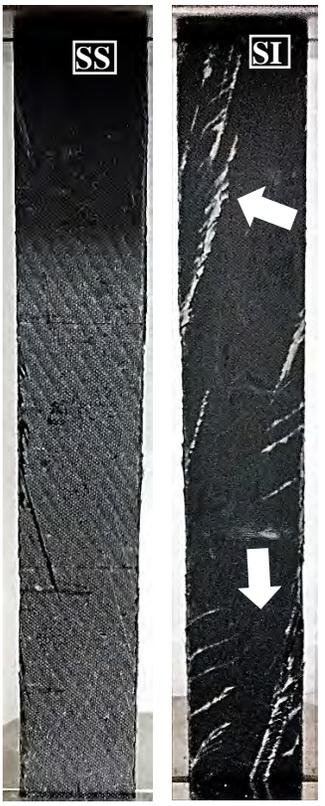
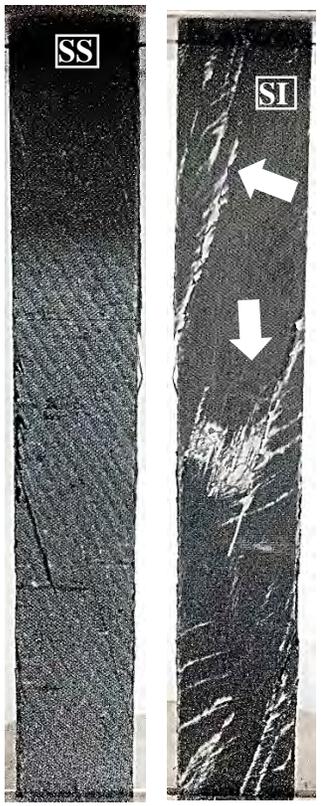
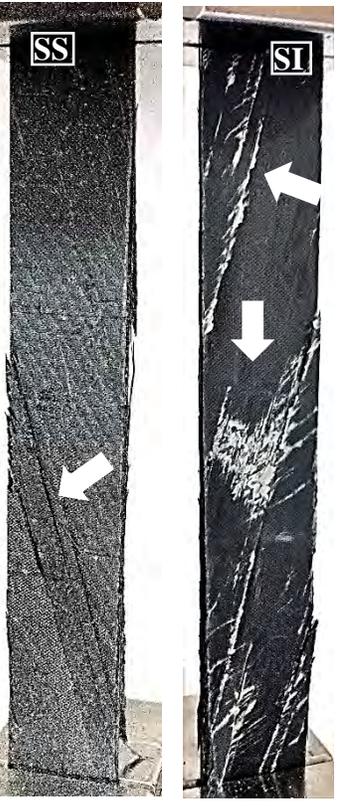


Figura D-1.10 Gráfica del  $Daño_m$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A3A8.

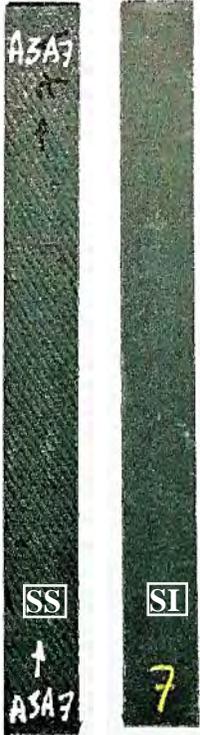
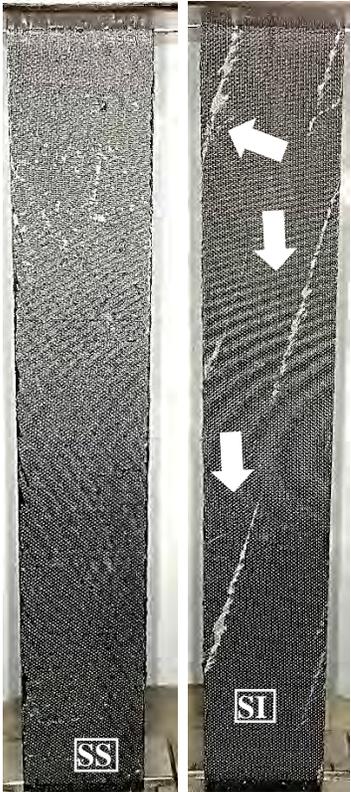
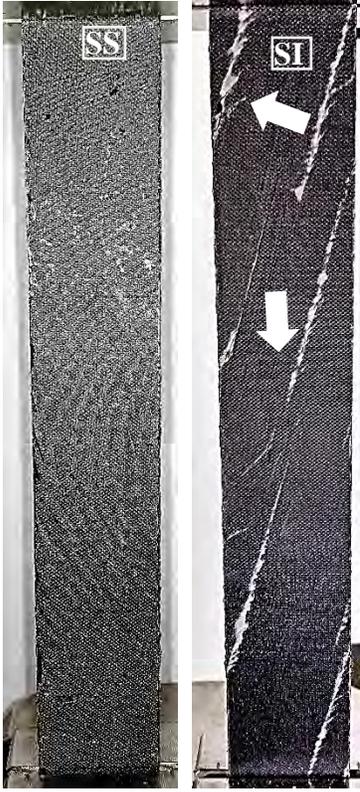
\*H. Mao y S. Mahadevan, «Fatigue damage modelling of composite materials,» *Composite Structures*, p. 6, 2002.

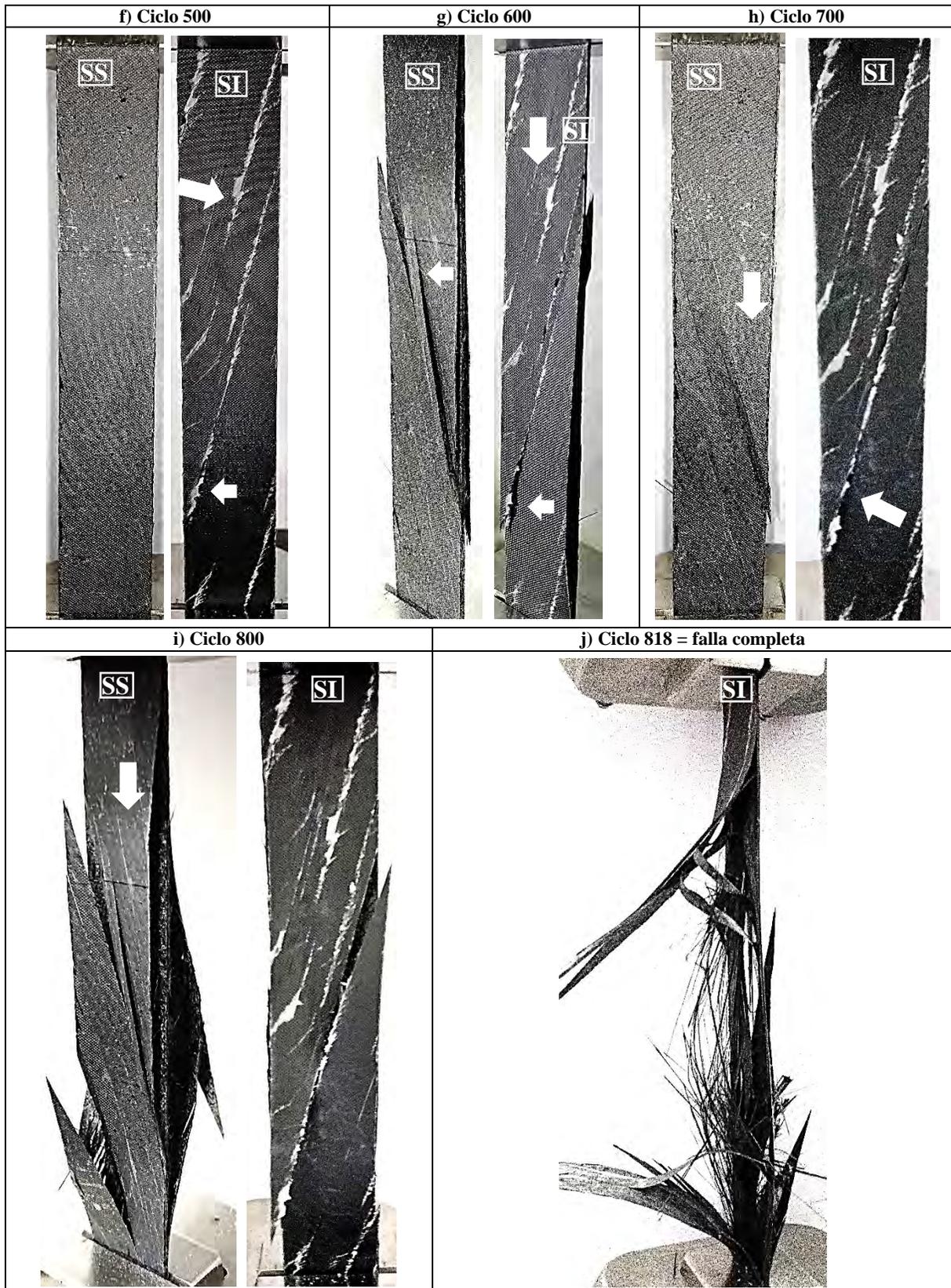
<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta A3A4</b></p>	<p><b>a) Ciclo 0</b></p>	<p><b>b) Ciclo 30</b></p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta A3A4 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado, sin embargo, la superficie inferior del laminado presenta mayor estado de degradación en comparación con la superficie superior.</li> <li>• Aproximadamente a los 340 ciclos se genera una alta concentración de agrietamiento de la matriz y delaminación en la superficie inferior de la probeta, lo cual genera una incorrecta sujeción y medición del extensómetro.</li> <li>• La falla completa de la probeta es del tipo explosiva.</li> </ul>		
<p><b>c) Ciclo 60</b></p>	<p><b>d) Ciclo 120</b></p>	<p><b>e) Ciclo 230</b></p>
		

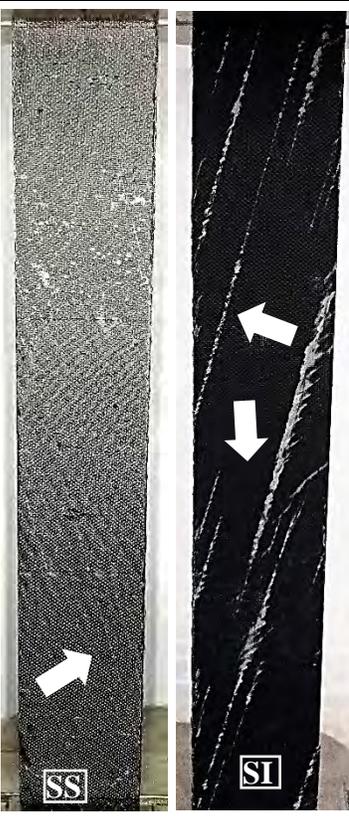
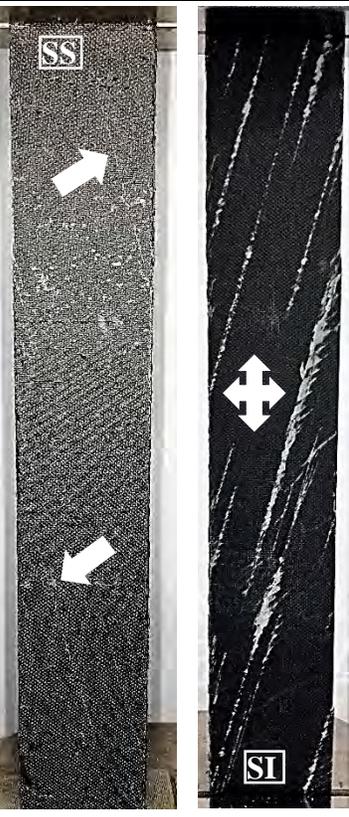


<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta A3A5</b></p>	<p><b>a) Ciclo 0</b></p>	<p><b>b) Ciclo 10</b></p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta A3A5 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado, sin embargo, la superficie inferior del laminado presenta mayor estado de degradación en comparación con la superficie superior.</li> <li>• Aproximadamente a los 140 ciclos se genera una alta concentración de agrietamiento de la matriz y delaminación en la superficie superior e inferior de la probeta, lo cual genera una incorrecta sujeción y medición del extensómetro.</li> <li>• La falla completa de la probeta es del tipo explosiva.</li> </ul>		
<p><b>c) Ciclo 50</b></p>	<p><b>d) Ciclo 100</b></p>	<p><b>e) Ciclo 140</b></p>
		



<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta A3A7</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>	<p>b) Ciclo 100</p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta A3A7 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado, sin embargo, la superficie inferior del laminado presenta mayor estado de degradación en comparación con la superficie superior.</li> <li>• Aproximadamente a los 600 ciclos se genera una alta concentración de agrietamiento de la matriz y delaminación en la superficie superior e inferior de la probeta, lo cual genera una incorrecta sujeción y medición del extensómetro.</li> <li>• La falla completa de la probeta es del tipo explosiva.</li> </ul>		
<p>c) Ciclo 200</p>	<p>d) Ciclo 300</p>	<p>e) Ciclo 400</p>
		



<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta A3A8</b></p>	<p><b>a) Ciclo 0</b></p>	<p><b>b) Ciclo 100</b></p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta A3A8 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado, sin embargo, la superficie inferior del laminado presenta mayor estado de degradación en comparación con la superficie superior.</li> <li>• Aproximadamente a los 720 ciclos se genera una alta concentración de agrietamiento de la matriz y delaminación en la superficie superior e inferior de la probeta, lo cual ocasiona que el extensómetro no sea utilizado hasta la falla completa del espécimen.</li> <li>• La falla completa de la probeta es del tipo explosiva.</li> </ul>		
<p><b>c) Ciclo 200</b></p>	<p><b>d) Ciclo 450</b></p>	<p><b>e) Ciclo 600</b></p>
		



## Anexo D-2. Laminado A3B

<b>Laminado:</b>	A3B	<b>Secuencia de apilado:</b>	[+15/-15/0/0/-15/+15]	<b>Ensayo:</b>	Fatiga
------------------	-----	------------------------------	-----------------------	----------------	--------

### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla D-2.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado A3B.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
A3B4	153	50	24.797	1.199
A3B5	153	50	25.457	1.139
A3B6	153	50	25.349	1.151
A3B7	152	50	25.139	1.127

### Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura D-2.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplica a cada probeta del laminado A3B.

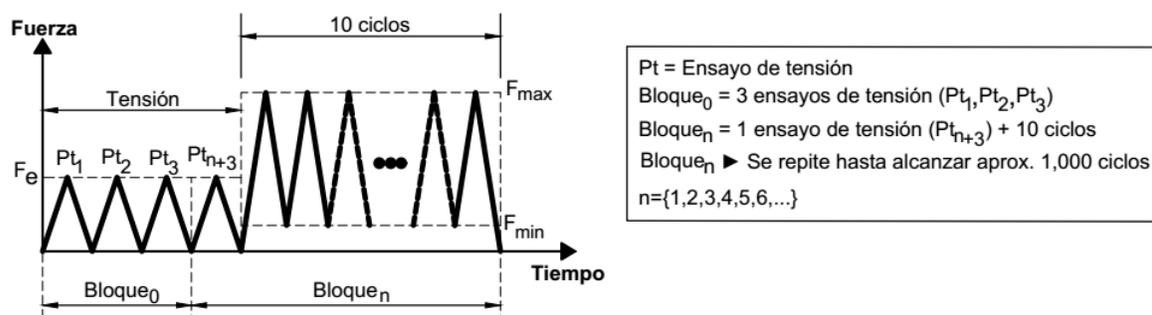


Figura D-2.1 Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga en el laminado A3B.

#### ▪ Tensión

<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST
-------------------------------------	------------	----------------------	---------------------------

<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	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 D-2.2) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla D-2.2 Procedimiento para determinar  $F_e$  en el laminado A3B.

Determinación de $F_e$ en el laminado B2B		
Probetas	(*) $F_{ruptura}$ (N)	(**) $F_{0.3\%}$ (N)
A3B2	20,914.870	7,133.500
A3B3	17,769.720	7,854.732
A3B8	18,536.540	7,416.280
A3B9	19,371.880	7,187.542
promedio	19,148.253	7,398.014
porcentaje (%)	100	38.635
se agrega el porcentaje (%)		+ 10
	$F_e$ (%)	48.635
	$F_e$ (N)	<b>9,312.839</b>
(*) 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.		

<b>▪ Ciclos (Curva cíclica)</b>				
<b>Método de ensayo de fatiga:</b>	ASTM D3479	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST	
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Frecuencia:</b>	2 ciclos/min	
<b>Forma:</b>	Triangular	<b>Amplitud:</b>	Constante	<b>Parámetro de control:</b> Esfuerzo (Fuerza)
<b>Razón de carga:</b>	0.1	<b>Esfuerzo máximo:</b>	75% $\sigma_u$	

Tabla D-2.3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado A3B.

<b>Control de la carga cíclica</b>			
(*) $\sigma_u = 683.808$ MPa			
<b>Probetas</b>	<b>75% <math>\sigma_u</math> (MPa)</b>	<b><math>F_{max}</math> (N)</b>	<b><math>F_{min}</math> (N)</b>
A3B4	512.856	15,242.658	1,524.266
A3B5	512.856	14,865.006	1,486.501
A3B6	512.856	14,968.754	1,496.875
A3B7	512.856	14,531.643	1,453.164

(\*)Esfuerzo último del laminado considerando la alineación vertical inicial.

**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 de dos medios: el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ). En las siguientes tablas se presentan los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado A3B, además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

Tabla D-2.4 Valores de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta A3B4.

Tabla D-2.5 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta A3B5.

<b>Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A3B4</b>				
<b>Ensayo tensión (Pt<sub>n</sub>)</b>	<b>Bloque<sub>n</sub></b>	<b>Ciclos</b>	<b><math>E_m</math> (GPa)</b>	<b><math>E_e</math> (GPa)</b>
1	0	0	42.726	74.419
2	0	0	50.027	75.729
3	0	0	50.876	78.255
4	1	0	50.412	77.514
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			50.439	76.479
5	2	10	48.033	67.779
6	3	20	47.934	65.528
7	4	30	47.257	64.026
8	5	40	47.256	60.130
9	6	50	43.097	60.873
10	7	60	27.444	12.669
11	8	70	22.109	9.066
	8	<b>73</b>	<b>Falla completa</b>	

<b>Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A3B5</b>				
<b>Ensayo tensión (Pt<sub>n</sub>)</b>	<b>Bloque<sub>n</sub></b>	<b>Ciclos</b>	<b><math>E_m</math> (GPa)</b>	<b>*<math>E_e</math> (GPa)</b>
1	0	0	42.627	85.950
2	0	0	50.467	83.592
3	0	0	51.999	85.094
4	1	0	52.221	84.707
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			51.562	84.836
5	2	10	51.714	81.523
6	3	20	52.359	82.160
7	4	30	52.071	81.558
8	5	40	52.024	81.323
9	6	50	51.464	81.058
10	7	60	51.528	79.861
11	8	70	50.842	79.837
12	9	80	51.060	79.308
13	10	90	50.991	78.202
14	11	100	50.575	79.629
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
41	38	370	24.385	--
	38	<b>376</b>	<b>Falla completa</b>	

(\*)Extensómetro retirado antes de llegar a la falla completa.

Tabla D-2.6 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta A3B6.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A3B6				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	* $E_e$ (GPa)
1	0	0	44.034	90.409
2	0	0	57.793	91.646
3	0	0	57.999	91.638
4	1	0	58.302	91.266
Inicio ( $E_{prom}$ )			58.031	91.239
5	2	10	57.125	89.033
6	3	20	58.130	89.026
7	4	30	58.573	89.028
8	5	40	58.545	88.839
9	6	50	58.442	88.443
10	7	60	58.171	87.823
11	8	70	57.982	87.553
12	9	80	57.814	87.615
13	10	90	57.612	87.400
14	11	100	57.411	86.304
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
72	69	680	18.746	--
	69	<b>681</b>	<b>Falla completa</b>	

(\*)Extensómetro retirado antes de llegar a la falla completa.

Tabla D-2.7 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta A3B7

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A3B7				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	44.933	84.397
2	0	0	54.670	84.377
3	0	0	55.656	84.392
4	1	0	55.939	83.143
Inicio ( $E_{prom}$ )			55.422	84.077
5	2	10	54.382	82.028
6	3	20	55.267	80.832
7	4	30	55.211	82.526
8	5	40	55.002	79.588
9	6	50	55.120	81.884
10	7	60	54.903	79.490
11	8	70	54.658	81.199
12	9	80	54.484	80.263
13	10	90	54.438	80.019
14	11	100	54.237	79.249
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
72	69	680	20.574	7.072
	69	<b>684</b>	<b>Falla completa</b>	

▪ Degradación del módulo de elasticidad

En las siguientes figuras se muestran las gráficas de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de cada probeta que pertenece al laminado A3B, además, en la Figura D-2.6 se presenta una gráfica general con el comportamiento de la degradación del módulo de elasticidad longitudinal de todas las probetas del laminado A3B.

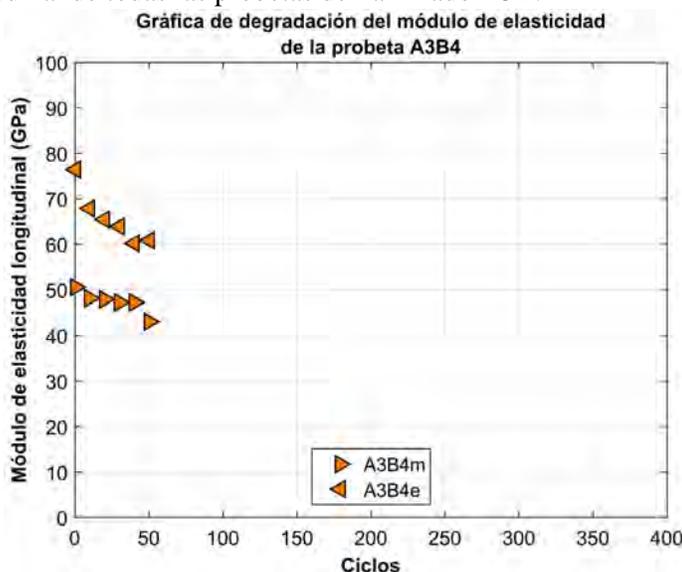


Figura D-2.2 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta A3B4.

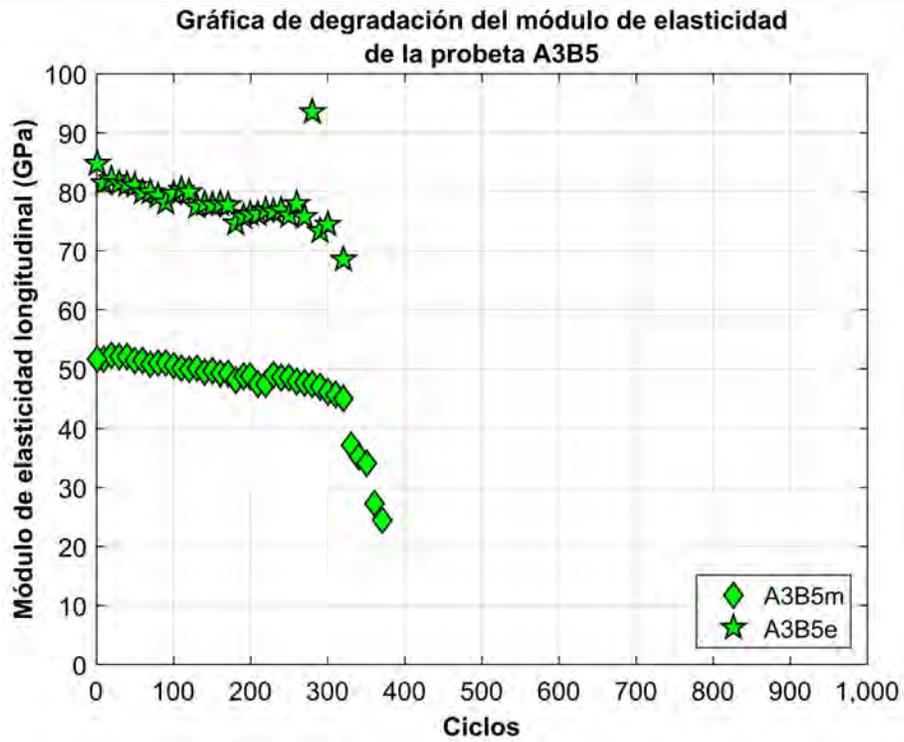


Figura D-2.3 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta A3B5.

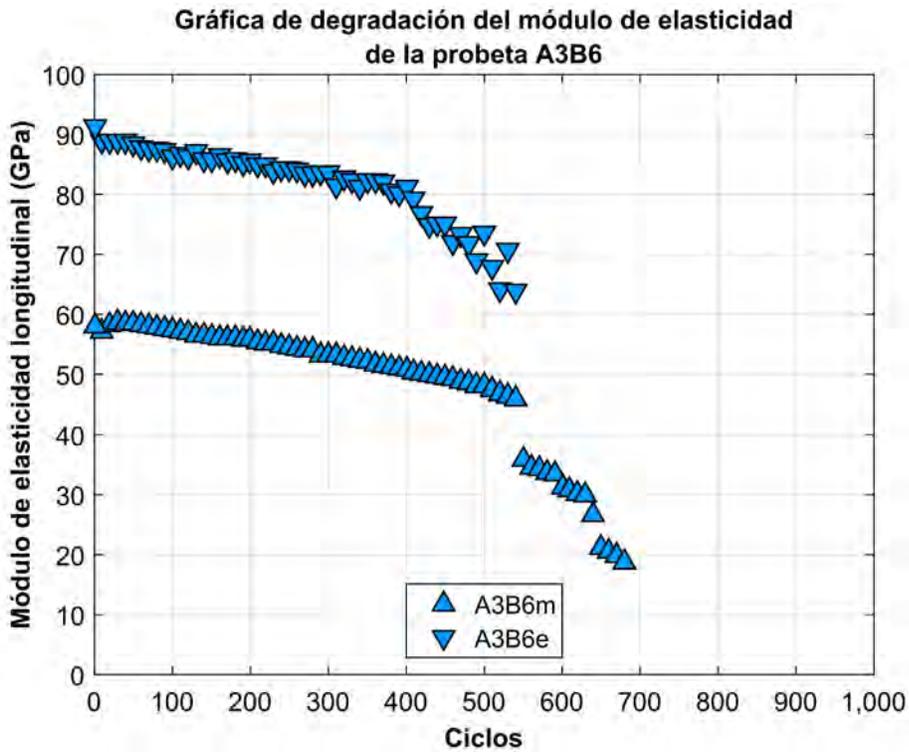


Figura D-2.4 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta A3B6.

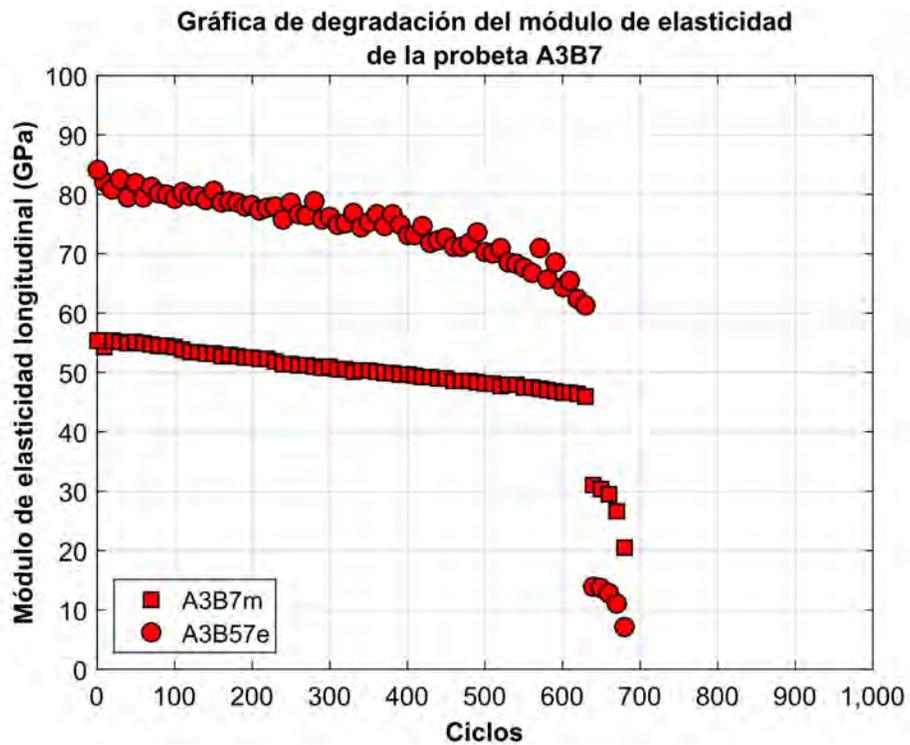


Figura D-2.5 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta A3B7.

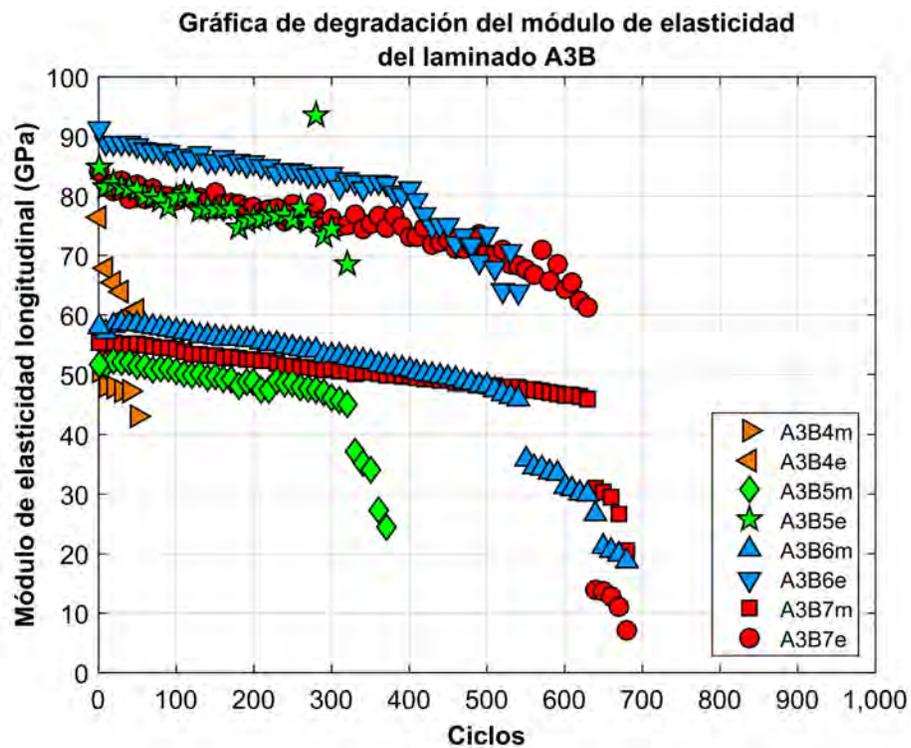


Figura D-2.6 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de todas las probetas del laminado A3B.

▪ 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 ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ) permiten obtener el daño acumulado  $Daño_m$  y  $Daño_e$ , respectivamente. En las siguientes figuras se muestran las gráficas del  $Daño_m$  y  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado A3B.

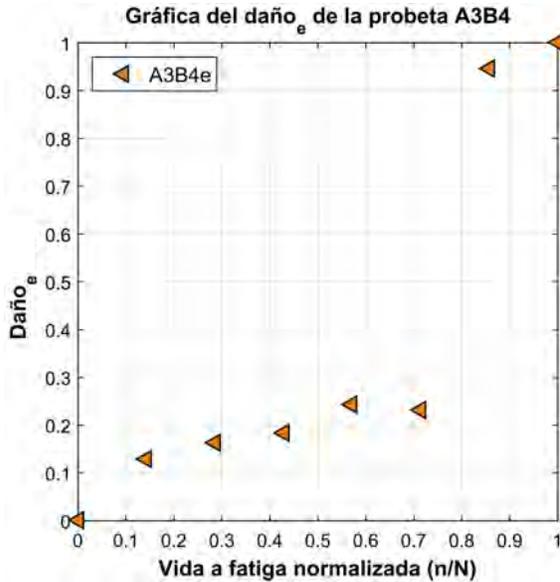


Figura D-2.7 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A3B4.

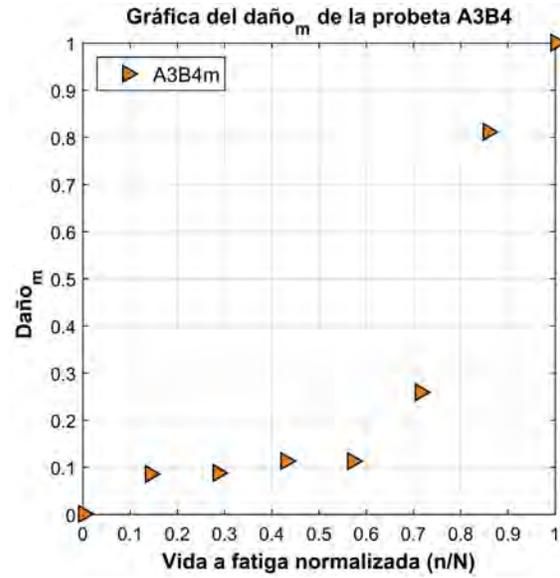


Figura D-2.8 Gráfica del Daño<sub>m</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A3B4.

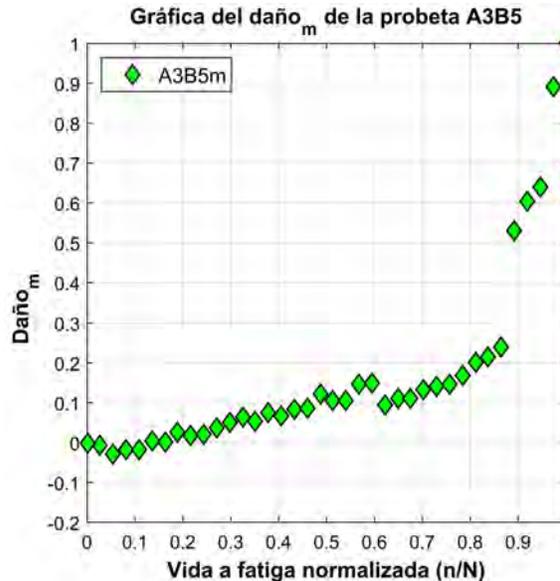


Figura D-2.9 Gráfica del Daño<sub>m</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A3B5.

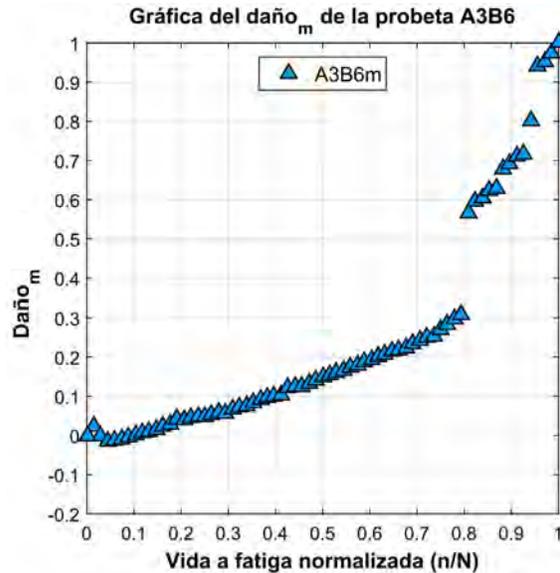
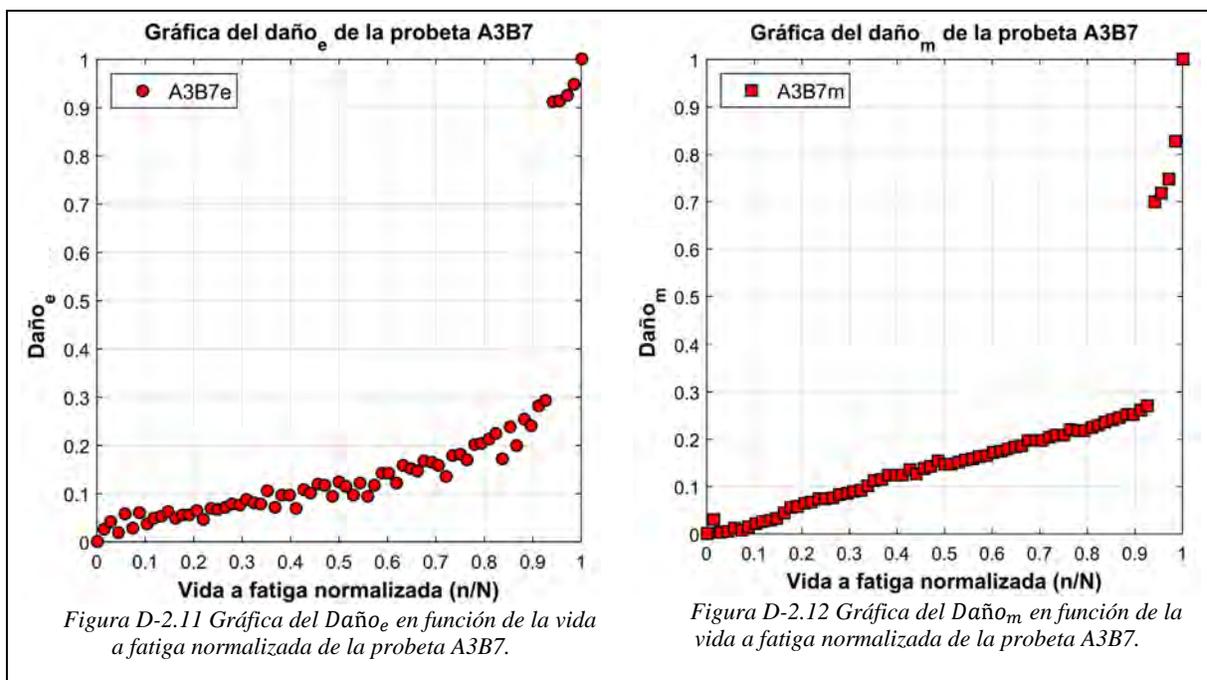


Figura D-2.10 Gráfica del Daño<sub>m</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A3B6.

\*H. Mao y S. Mahadevan, «Fatigue damage modelling of composite materials,» *Composite Structures*, p. 6, 2002.



▪ *Modelo de acumulación del daño*

El modelo fenomenológico seleccionado para describir la evolución del daño en los laminados de material compuesto es el propuesto por \*Shiri *et al.* y se basa en la degradación del módulo de elasticidad longitudinal:  $D = (E_0 - E_n)/(E_0 - E_f) = \sin qx \cdot \cos(q - p) / \sin q \cdot \cos(qx - p)$  donde,  $E_0$ ,  $E_n$  y  $E_f$  son los módulos de elasticidad longitudinal correspondientes al ciclo inicial, a “n” ciclos de carga, y al ciclo final, respectivamente. En  $x = n/N$ ,  $n$  es el número de ciclos aplicados,  $N$  es la vida a fatiga,  $p$  y  $q$  son coeficientes dependientes del material compuesto.

En la Tabla D-2.8 se muestran los coeficientes  $p$ ,  $q$  y determinación  $R^2$  del modelo \*Shiri para describir la evolución del  $Daño_e$  en la probeta A3B4 y A3B7, los coeficientes se obtuvieron a través de un análisis de regresión no lineal por medio del método de mínimos cuadrados.

Tabla D-2.8 Valores de los coeficientes del modelo \*Shiri para el  $Daño_e$  de cada probeta del laminado A3B.

Probetas	Modelo *Shiri para el $Daño_e$		
	$q$	$p$	$R^2$
A3B4	0.0445	-1.5044	0.8420
A3B7	1.2177	-0.2609	0.8589

En las siguientes figuras se muestran las comparaciones entre las gráficas del  $Daño_e$  y la evolución del daño estimada por el modelo \*Shiri en la probeta A3B4 y A3B7.

\*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.

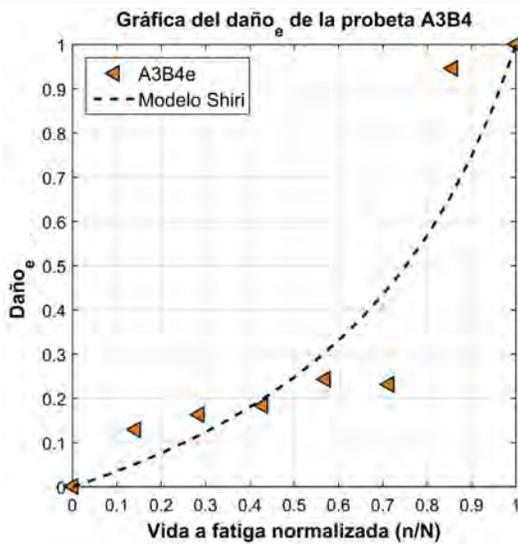


Figura D-2.13 Gráfica del Daño<sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A3B4.

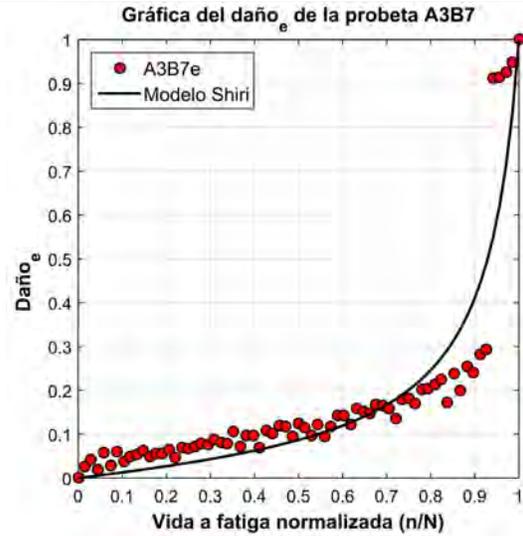


Figura D-2.14 Gráfica del Daño<sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A3B7.

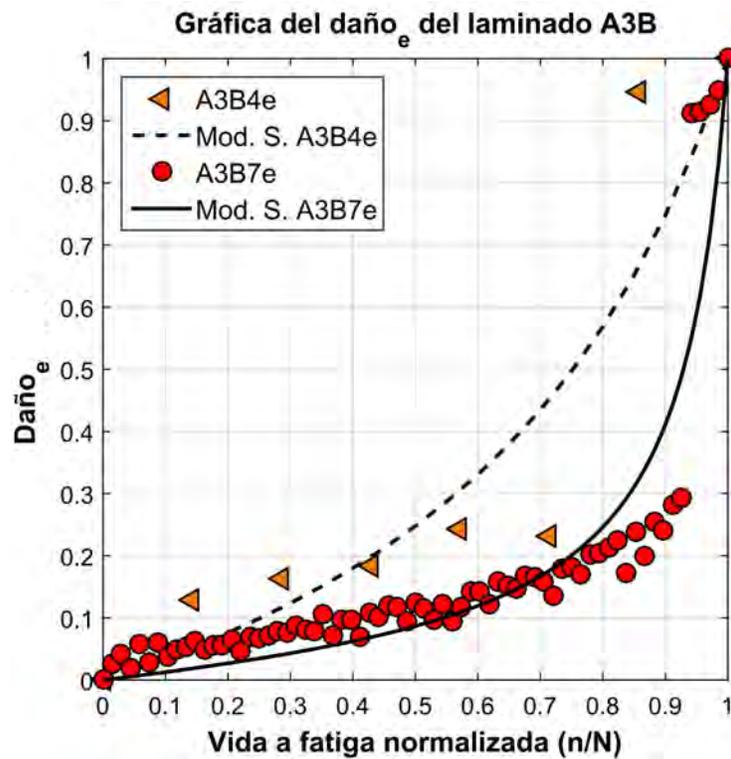
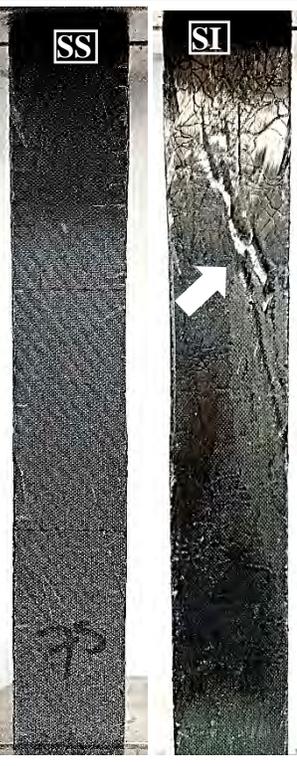
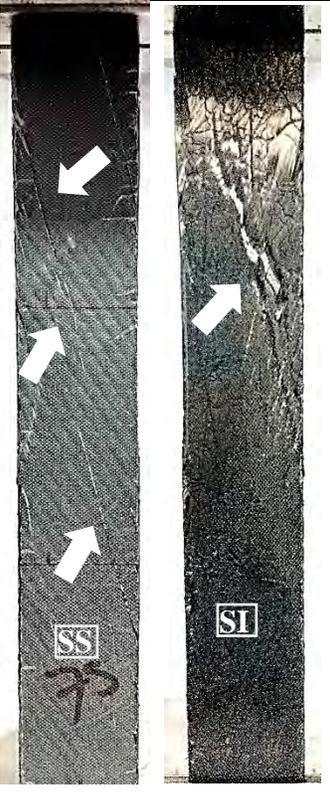
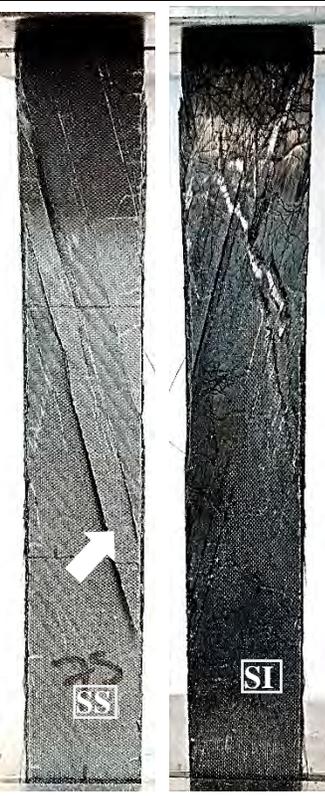
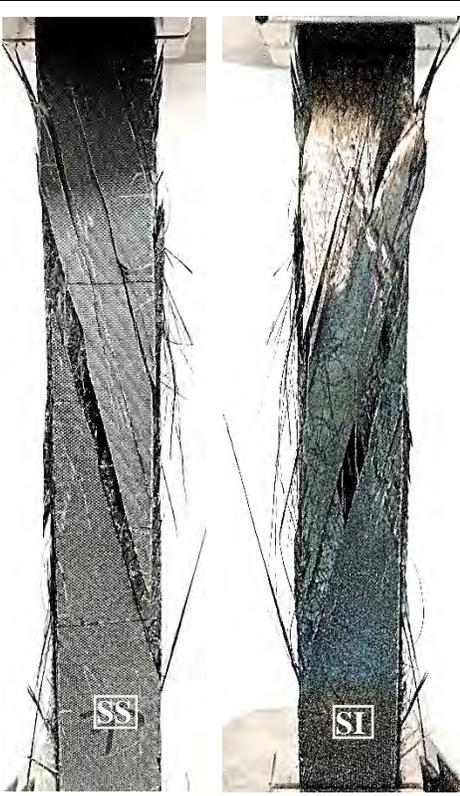
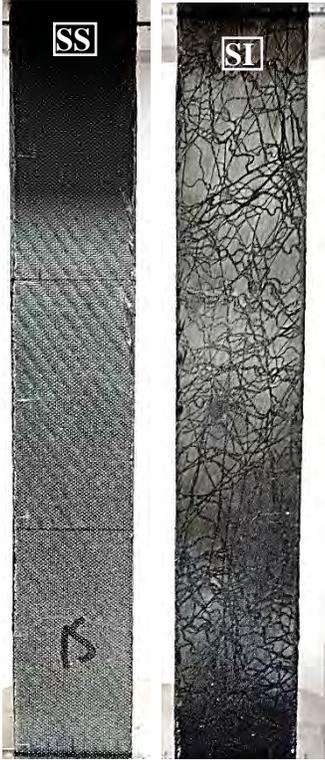
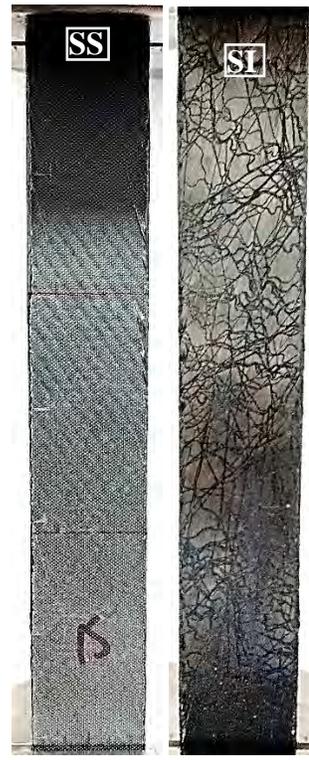
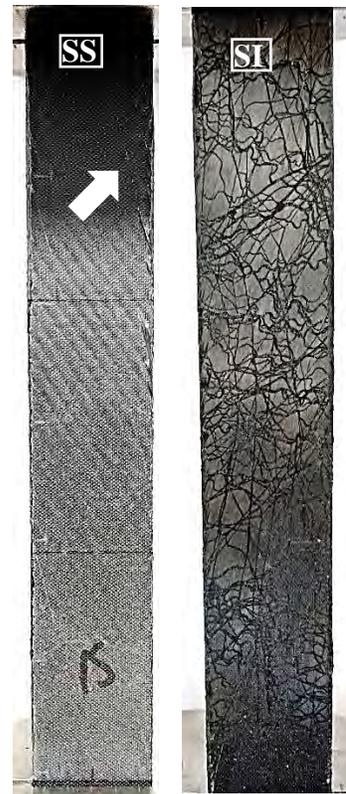
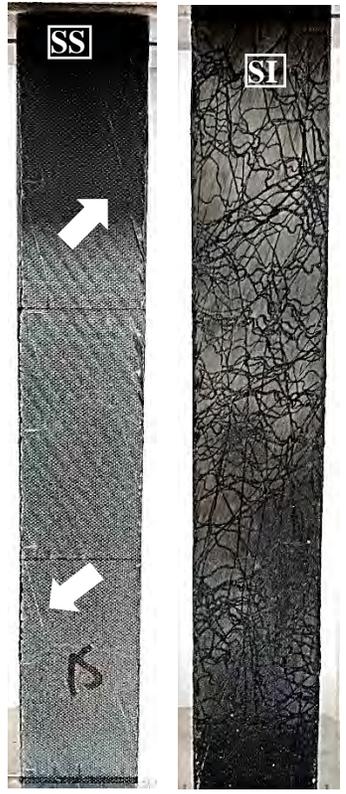
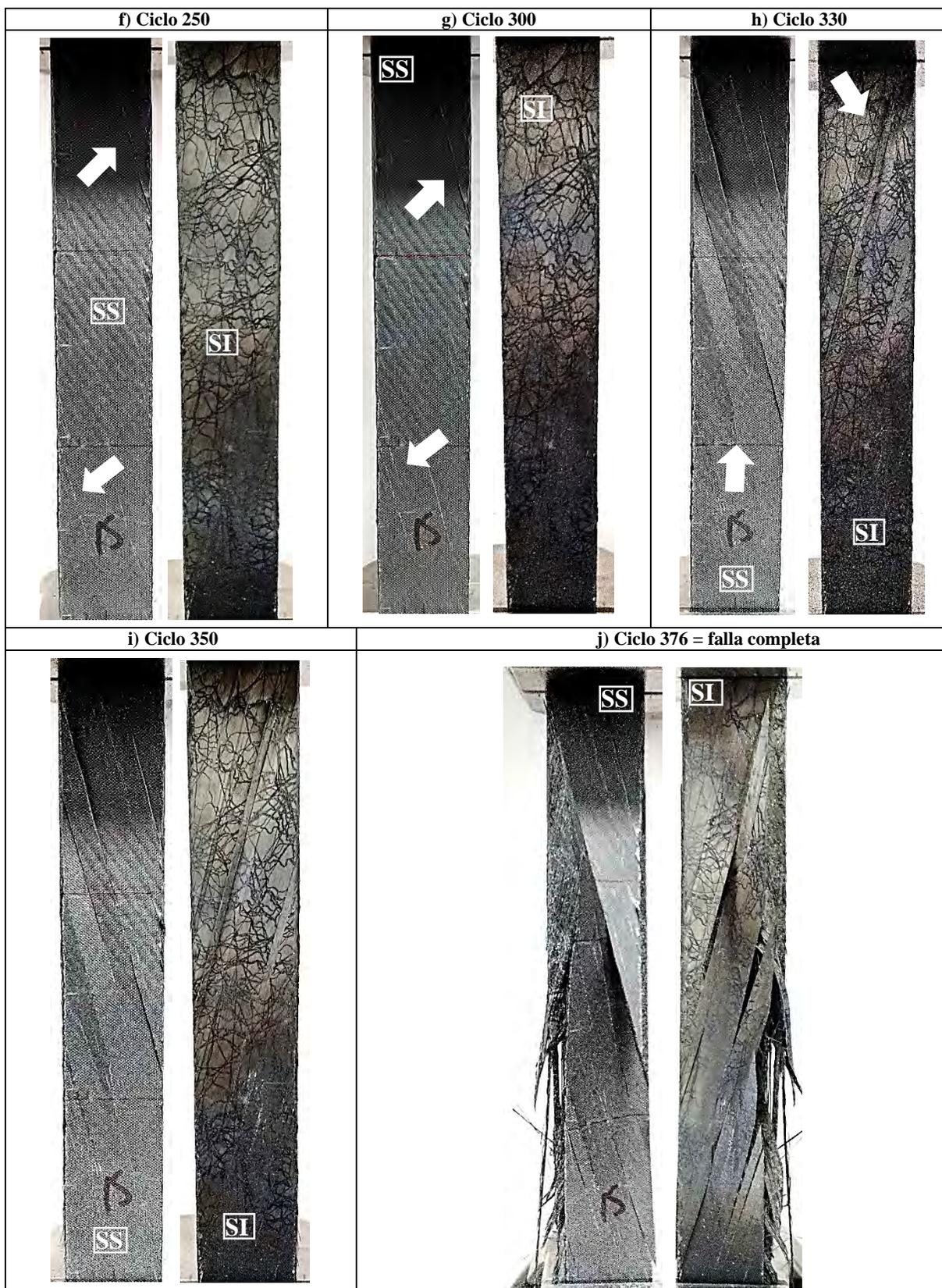


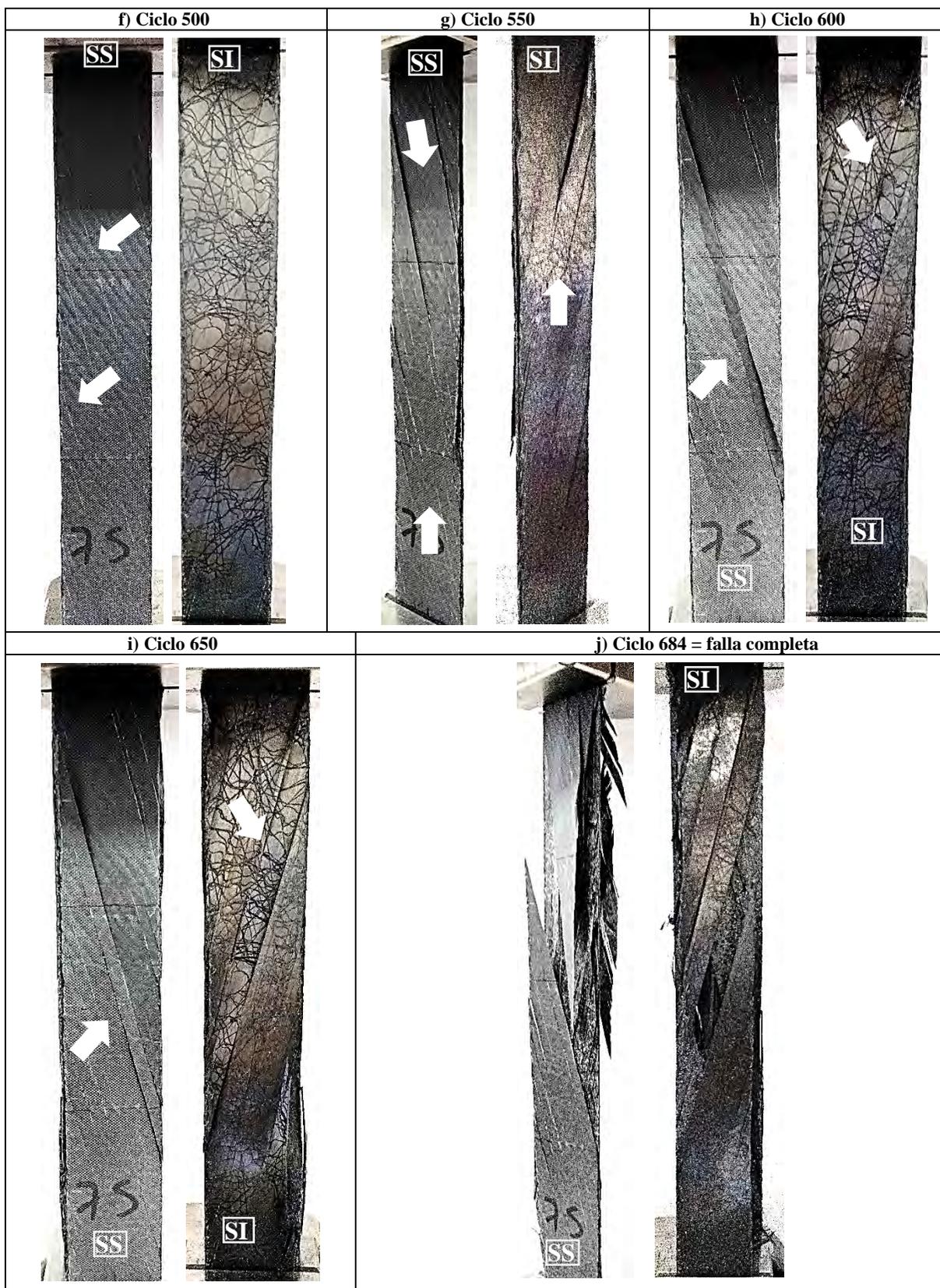
Figura D-2.15 Gráfica del Daño<sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A3B4 y A3B7.

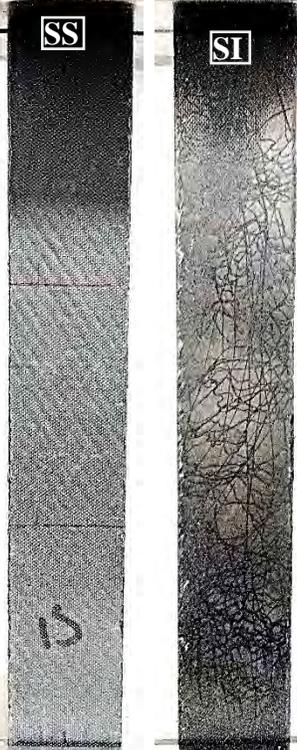
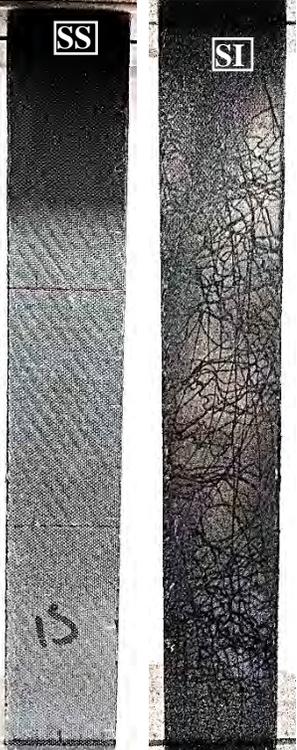
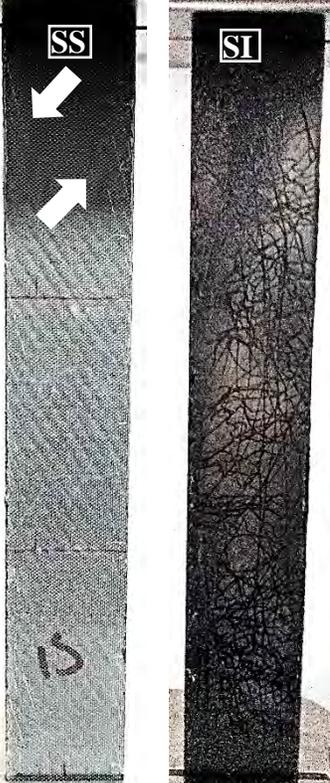
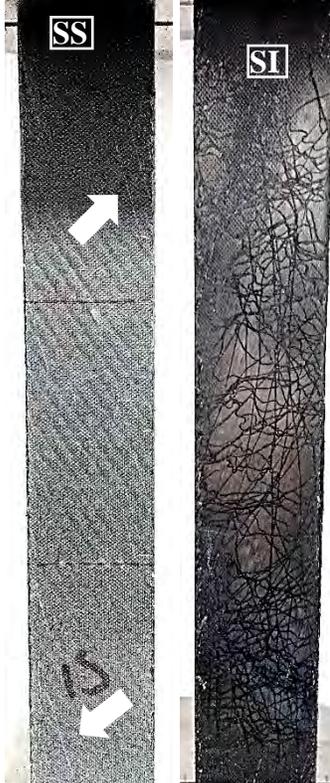
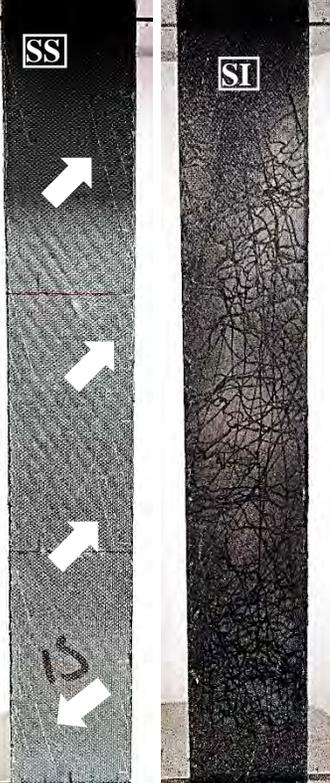
<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta A3B4</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>		<p>b) Ciclo 10</p>		
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta A3B4 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• La probeta presenta la anomalía de falta de impregnación de resina en las fibras de la superficie inferior (SI).</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado.</li> <li>• Aprox. a los 60 ciclos se genera una alta concentración de agrietamiento de la matriz y delaminación en ambas superficies de la probeta.</li> <li>• La falla completa de la probeta es del tipo explosiva.</li> </ul>					
<p>c) Ciclo 50</p>	<p>d) Ciclo 60</p>		<p>e) Ciclo 73 = falla completa</p>		
					

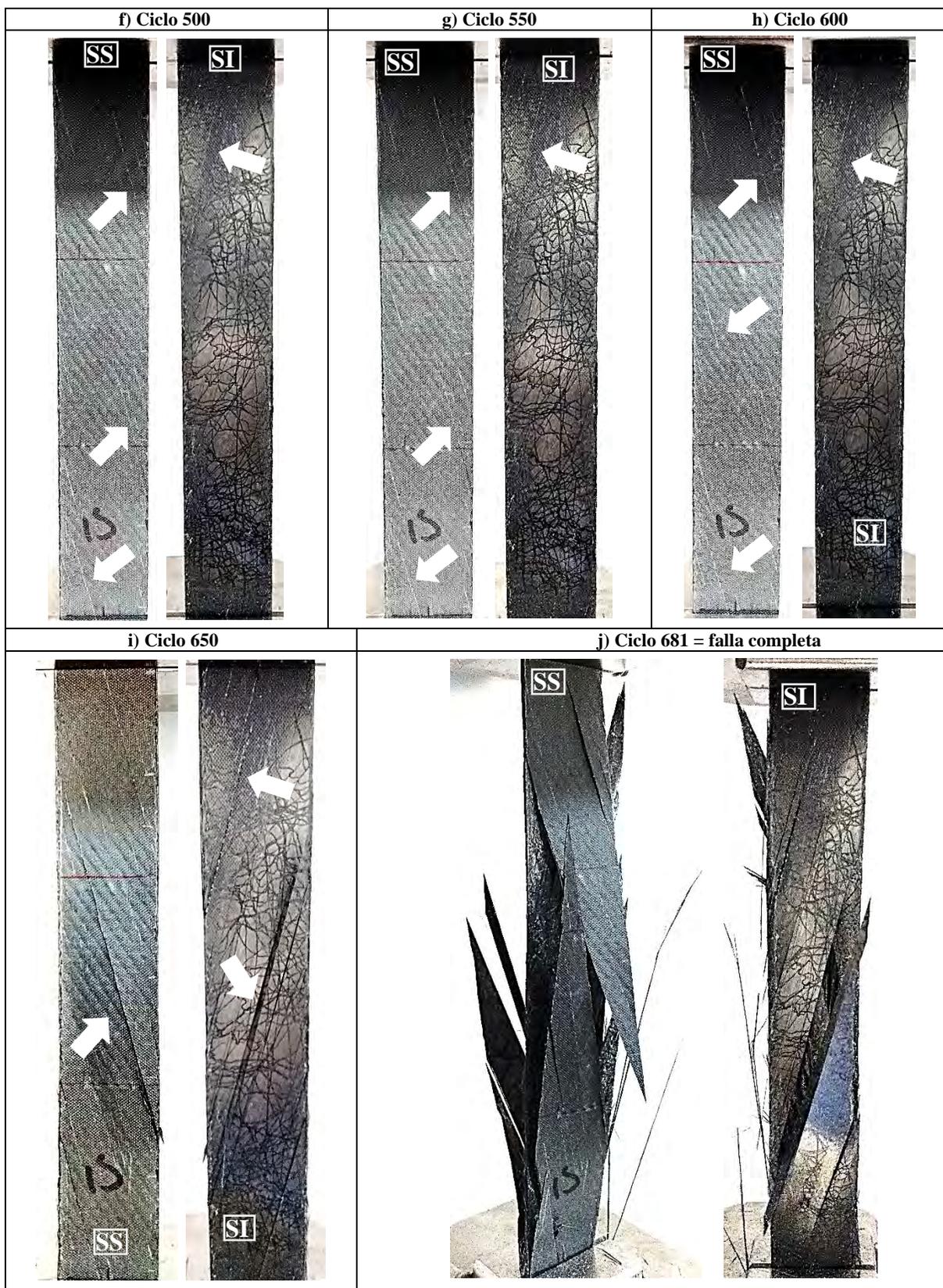
<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta A3B5</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>	<p>b) Ciclo 50</p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta A3B5 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• La probeta presenta la anomalía de falta de impregnación de resina en las fibras de la superficie inferior (SI).</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado.</li> <li>• Entre los 300 y 330 ciclos se genera una alta concentración de agrietamiento de la matriz y delaminación en ambas superficies de la probeta, lo cual genera una incorrecta sujeción y medición del extensómetro.</li> <li>• La falla completa de la probeta es del tipo explosiva.</li> </ul>		
<p>c) Ciclo 100</p>	<p>d) Ciclo 150</p>	<p>e) Ciclo 200</p>
		



<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta A3B6</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>	<p>b) Ciclo 100</p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta A3B6 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• La probeta presenta la anomalía de falta de impregnación de resina en las fibras de la superficie inferior (SI).</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado.</li> <li>• Entre los 500 y 550 ciclos se genera una alta concentración de agrietamiento de la matriz y delaminación en ambas superficies de la probeta, lo cual genera una incorrecta sujeción y medición del extensómetro.</li> <li>• La falla completa de la probeta es del tipo explosiva.</li> </ul>		
<p>c) Ciclo 200</p>	<p>d) Ciclo 300</p>	<p>e) Ciclo 400</p>



<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta A3B7</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>	<p>b) Ciclo 100</p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta A3B7 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• La probeta presenta la anomalía de falta de impregnación de resina en las fibras de la superficie inferior (SI).</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado.</li> <li>• Entre los 600 y 650 ciclos se genera una alta concentración de agrietamiento de la matriz y delaminación en ambas superficies de la probeta.</li> <li>• La falla completa de la probeta es del tipo explosiva.</li> </ul>		
<p>c) Ciclo 200</p>	<p>d) Ciclo 300</p>	<p>e) Ciclo 400</p>
		



### Anexo D-3. Laminado A2B

<b>Laminado:</b>	A2B	<b>Secuencia de apilado:</b>	[+15/0/-15/-15/0/+15]	<b>Ensayo:</b>	Fatiga
------------------	-----	------------------------------	-----------------------	----------------	--------

#### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla D-3.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado A2B.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
*A2B5	150.1	50	25.439	1.539
A2B6	150.1	50	25.264	1.544
A2B7	150.1	50	25.359	1.510
*A2B8	150.1	50	25.409	1.184

(\*) Probeta descartada por ser utilizada para determinar el número de ciclos de duración del Bloque<sub>n</sub> en la secuencia de cargas.

#### Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura D-3.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplica a cada probeta del laminado A2B.

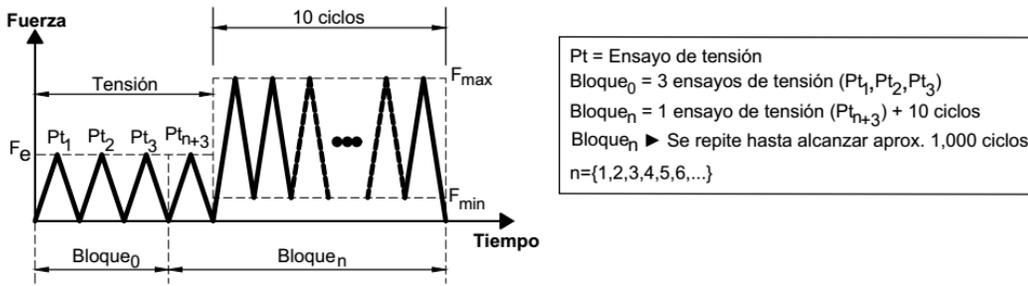


Figura D-3.1 Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga en el laminado A2B.

#### ▪ Tensión

<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST
-------------------------------------	------------	----------------------	---------------------------

<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	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  $F_e$  con el propósito de obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

El valor de fuerza  $F_e$  se determina utilizando los valores  $F_{0.3\%}$  de las probetas utilizadas para la prueba de tensión (Tabla D-3.2), sin embargo, en este laminado las pruebas de tensión se realizaron sin utilizar un extensómetro (Anexo C-1), por lo tanto, el nivel de  $F_e$  para el laminado A2B (Tabla D-3.3) es el promedio de  $F_e$  del laminado A3A y A3B, ya que comparten la misma orientación y cantidad de capas.

Tabla D-3.2 Valores de  $F_{0.3\%}$  de cada probeta del ensayo de tensión en el laminado A2B.

Valores de $F_{0.3\%}$ en el laminado A2B		
Probetas	<sup>(*)</sup> $F_{ruptura}$ (N)	<sup>(**)</sup> $F_{0.3\%}$ (N)
A2B1	17,594.370	--
A2B2	16,728.750	--
A2B3	17,294.690	--
A2B4	17,311.960	--
promedio	17,232.443	--

(\*) 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.

Tabla D-3.3 Procedimiento para determinar  $F_e$  en el laminado A2B.

Determinación de $F_e$ en el laminado A2B	
Laminado	$F_e$ (N)
A3A	8,899.356
A3B	9,312.839
promedio	<b>9,106.097</b>

▪ <b>Ciclos (Curva cíclica)</b>					
<b>Método de ensayo de fatiga:</b>	ASTM D3479	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST		
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Frecuencia:</b>	2 ciclos/min		
<b>Forma:</b>	Triangular	<b>Amplitud:</b>	Constante	<b>Parámetro de control:</b>	Esfuerzo (Fuerza)
<b>Razón de carga:</b>	0.1	<b>Esfuerzo máximo:</b>	75% $\sigma_u$		
<i>Tabla D-3.4 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado A2B.</i>					
<b>Control de la carga cíclica</b>					
(*) $\sigma_u = 431.960$ MPa					
<b>Probetas</b>	75% $\sigma_u$ (MPa)	$F_{max}$ (N)	$F_{min}$ (N)		
<b>A2B6</b>	323.970	12,639.771	1,263.977		
<b>A2B7</b>	323.970	12,405.271	1,240.527		
(*)Esfuerzo último del laminado considerando la alineación vertical inicial.					

### 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 de dos medios: el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ). En la Tabla D-3.5 y Tabla D-3.6 se presentan los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado A2B, además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

*Tabla D-3.5 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta A2B6.*

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A2B6				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	36.104	64.121
2	0	0	41.114	64.028
3	0	0	40.980	63.728
4	1	0	41.007	63.840
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			41.034	63.929
5	2	10	40.413	61.953
6	3	20	40.210	61.779
7	4	30	40.038	59.354
8	5	40	40.016	60.545
9	6	50	40.118	59.711
10	7	60	40.103	59.013
11	8	70	40.076	60.437
12	9	80	40.046	59.321
13	10	90	39.872	60.433
14	11	100	39.737	59.298
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
111	108	1,070	29.530	24.318
	108	<b>1,077</b>	<b>Falla completa</b>	

*Tabla D-3.6 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta A2B7.*

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta A2B7				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	37.101	63.435
2	0	0	42.715	64.019
3	0	0	43.114	64.750
4	1	0	43.294	64.100
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			43.041	64.076
5	2	10	41.628	59.957
6	3	20	41.572	51.191
7	4	30	41.612	42.884
8	5	40	41.298	35.742
9	6	50	41.357	35.115
10	7	60	40.842	34.244
11	8	70	40.731	33.533
12	9	80	40.609	32.020
13	10	90	40.441	32.044
14	11	100	40.253	32.726
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
163	160	1,590	25.717	13.610
	160	<b>1,594</b>	<b>Falla completa</b>	

▪ *Degradación del módulo de elasticidad*

En las siguientes figuras se muestran las gráficas de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de cada probeta que pertenece al laminado A2B, además, en la Figura D-3.4 se presenta una gráfica general con el comportamiento de la degradación del módulo de elasticidad longitudinal de todas las probetas del laminado A2B.

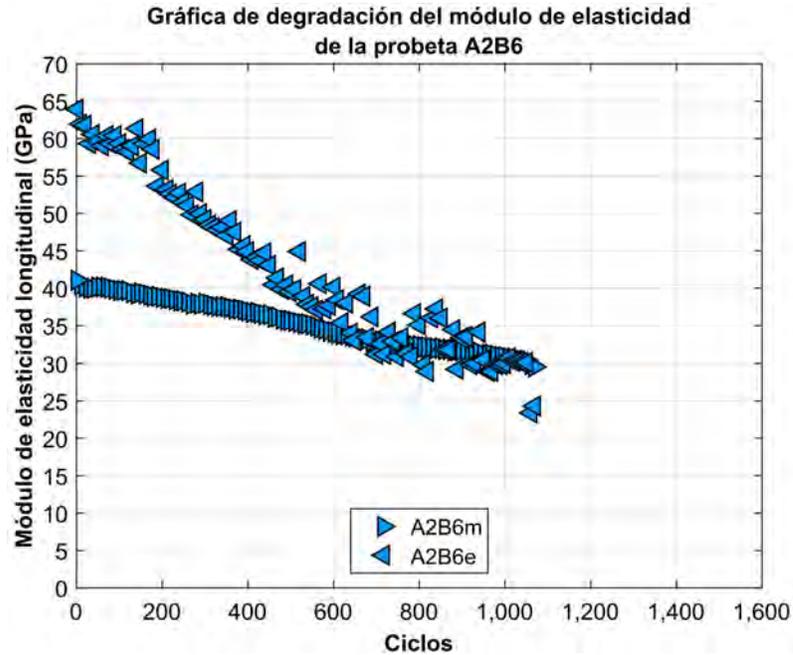


Figura D-3.2 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta A2B6.

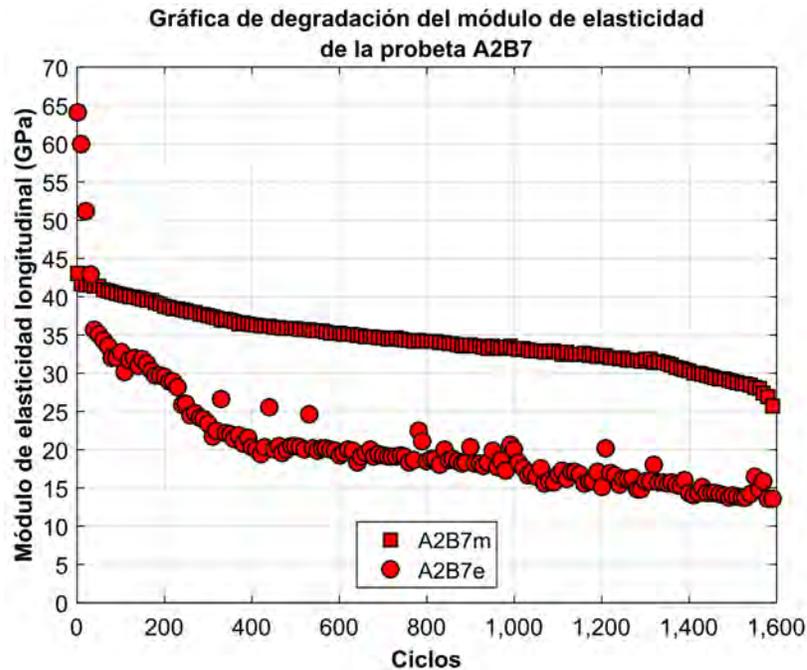
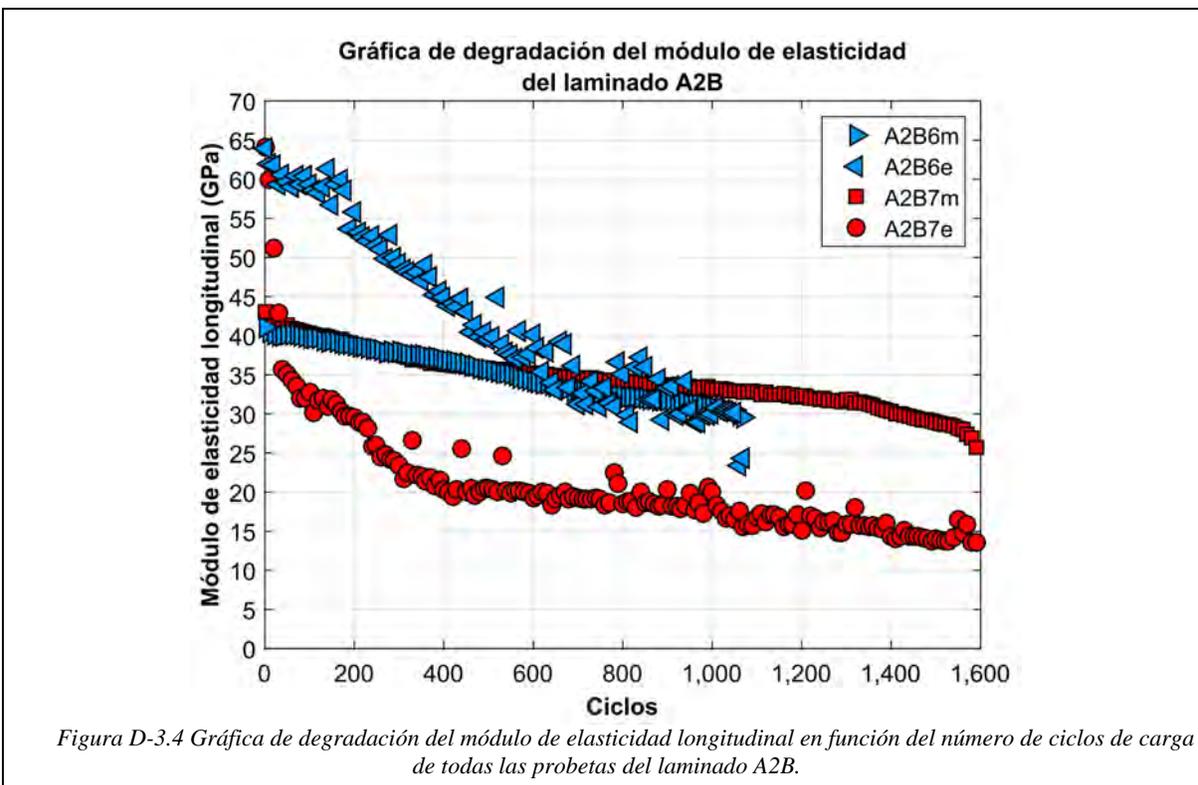
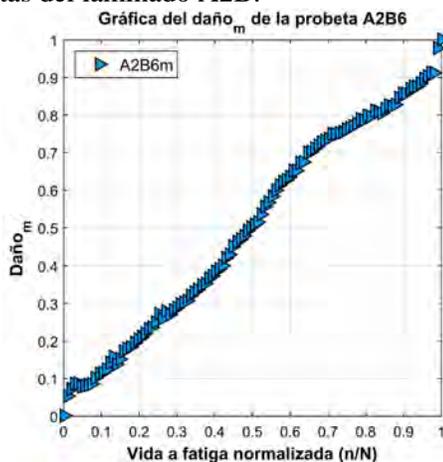
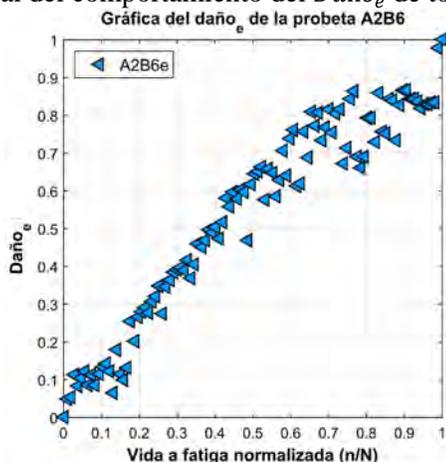


Figura D-3.3 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta A2B7.



▪ 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 ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ) permiten obtener el daño acumulado  $Daño_m$  y  $Daño_e$ , respectivamente. En las siguientes figuras se muestran la gráficas del  $Daño_m$  y  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado A2B, además, en la Figura D-3.9 se presenta una gráfica general del comportamiento del  $Daño_e$  de todas las probetas del laminado A2B.



\*H. Mao y S. Mahadevan, «Fatigue damage modelling of composite materials,» *Composite Structures*, p. 6, 2002.

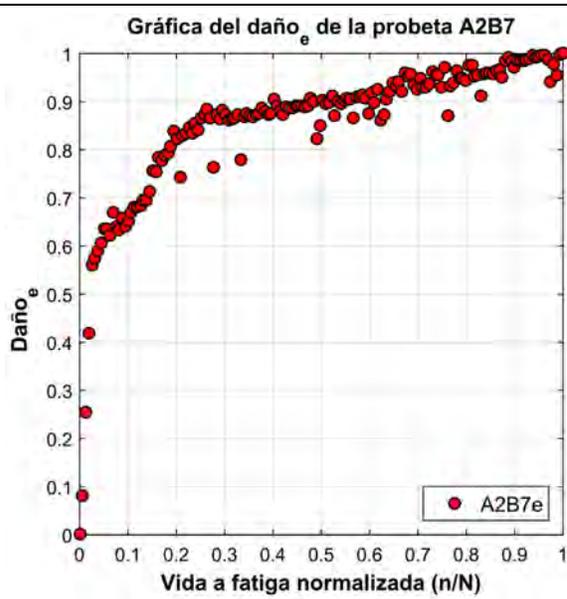


Figura D-3.7 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A2B7.



Figura D-3.8 Gráfica del Daño<sub>m</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A2B7.

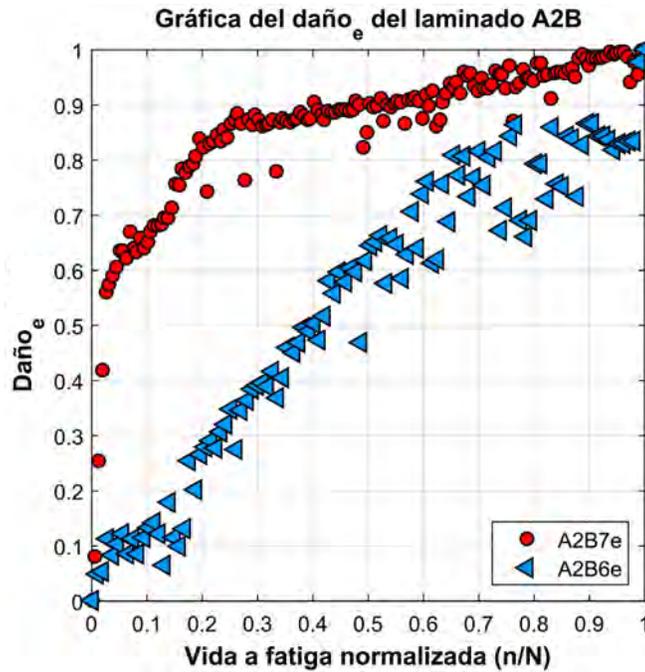


Figura D-3.9 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de todas las probetas del laminado A2B.

▪ Modelo de acumulación del daño

El modelo fenomenológico seleccionado para describir la evolución del daño en los laminados de material compuesto es el propuesto por \*Shiri *et al.* y se basa en la degradación del módulo de elasticidad longitudinal:  $D = (E_0 - E_n) / (E_0 - E_f) = \sin qx \cdot \cos(q - p) / \sin q \cdot \cos(qx - p)$  donde,  $E_0$ ,  $E_n$  y  $E_f$  son los módulos de elasticidad longitudinal correspondientes al ciclo inicial, a “n” ciclos de carga, y al ciclo final, respectivamente. En  $x = n/N$ ,  $n$  es el número de ciclos aplicados,  $N$  es la vida a fatiga,  $p$  y  $q$  son coeficientes dependientes del material compuesto.

En la Tabla D-3.7 se muestran los coeficientes  $p$ ,  $q$  y determinación  $R^2$  del modelo \*Shiri para describir la evolución del  $Daño_e$  para cada probeta que pertenece al laminado A2B, los coeficientes se obtuvieron a través de un análisis de regresión no lineal por medio del método de mínimos cuadrados.

Tabla D-3.7 Valores de los coeficientes del modelo \*Shiri para el  $Daño_e$  de cada probeta del laminado A2B.

Probetas	Modelo *Shiri para el $Daño_e$		
	$q$	$p$	$R^2$
A2B6	1.2209	0.8008	0.9388
A2B7	2.4333	1.5009	0.9549

En las siguientes figuras se muestran las comparaciones entre las gráficas del  $Daño_e$  y la evolución del daño estimada por el modelo \*Shiri de cada probeta que pertenece al laminado A2B, además, en la Figura 3.12 se presenta una gráfica general de comparación entre el  $Daño_e$  y la evolución del daño estimada por el modelo \*Shiri de todas las probetas del laminado A2B.

\*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.

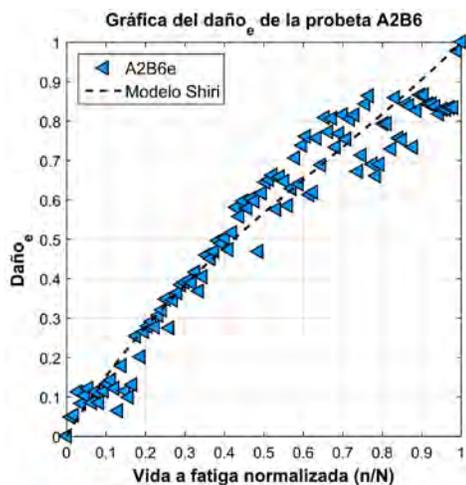


Figura D-3.10 Gráfica del  $Daño_e$  y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A2B6.

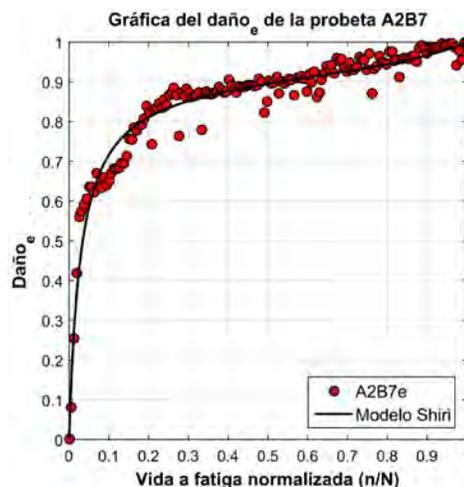


Figura D-3.11 Gráfica del  $Daño_e$  y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A2B7.

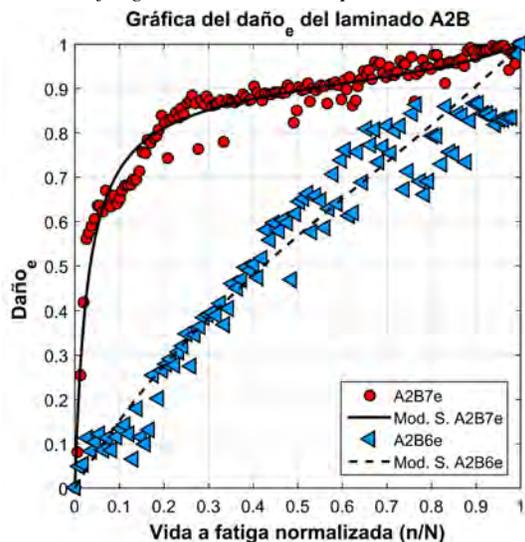
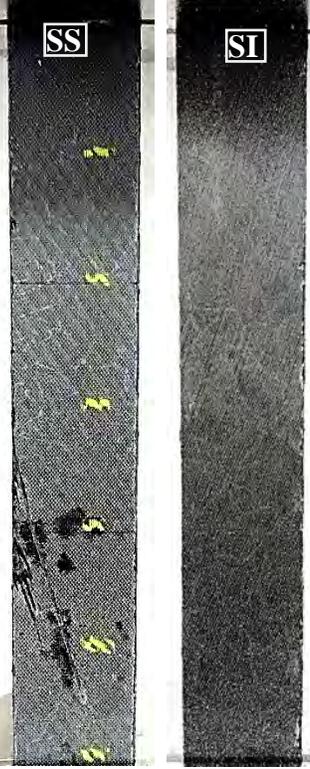
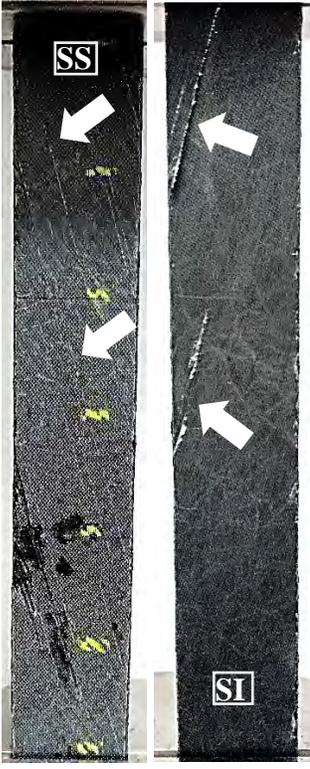
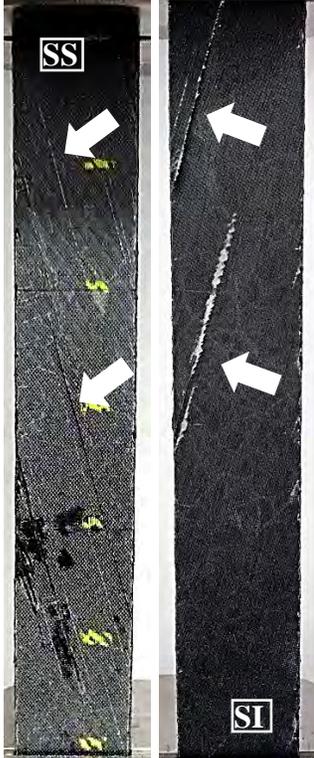
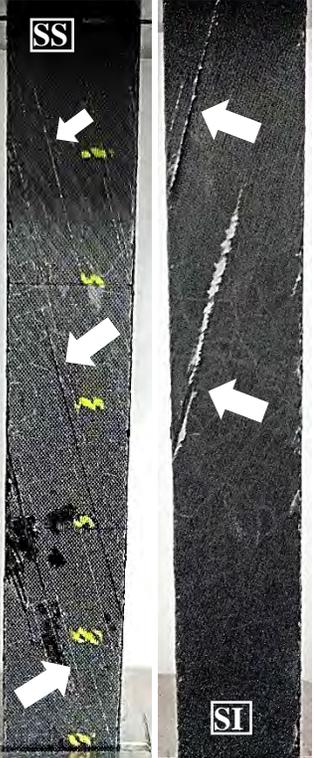
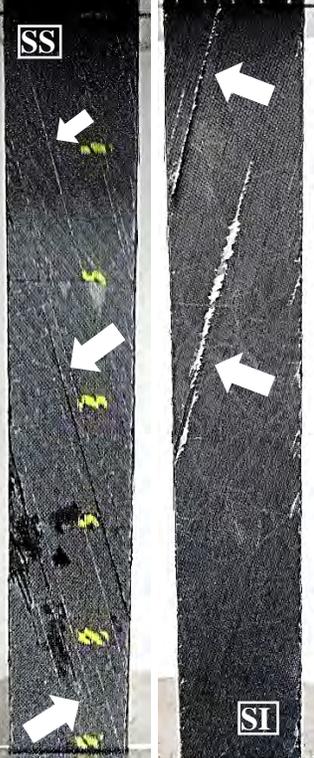
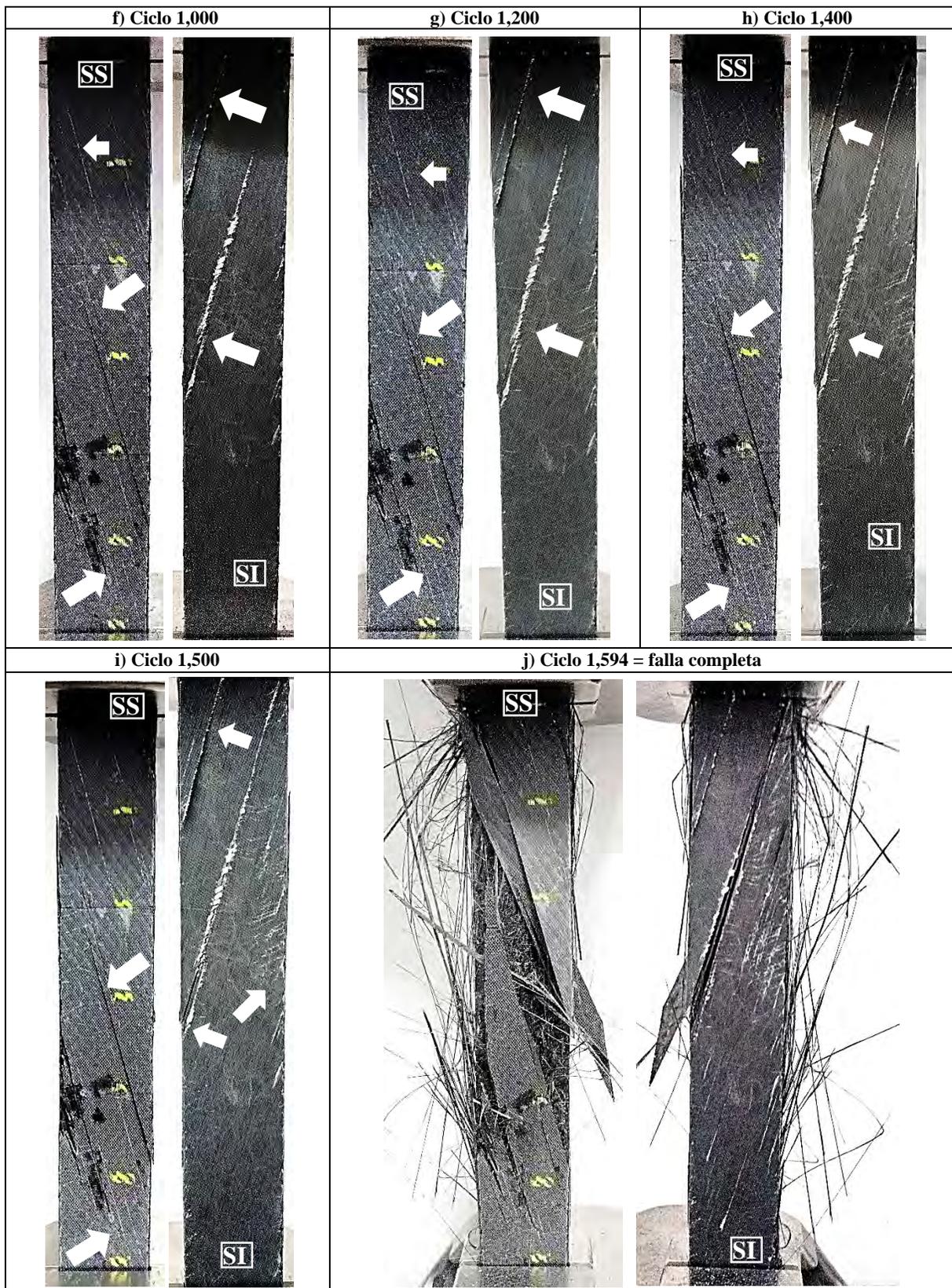


Figura D-3.12 Gráfica del  $Daño_e$  y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta A2B6.

<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta A2B6</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>	<p>b) Ciclo 100</p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta A2B6 durante el ensayo a fatiga.</li> <li>• En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado, sin embargo, la superficie inferior del laminado presenta mayor estado de degradación en comparación con la superficie superior.</li> <li>• La falla completa de la probeta es del tipo explosiva.</li> </ul>		
<p>c) Ciclo 300</p>	<p>d) Ciclo 450</p>	<p>e) Ciclo 600</p>



Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta A2B7	a) Ciclo 0	b) Ciclo 200
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta A2B7 durante el ensayo a fatiga.</li> <li>• En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado, sin embargo, la superficie inferior del laminado presenta mayor estado de degradación en comparación con la superficie superior.</li> <li>• La falla completa de la probeta es del tipo explosiva.</li> </ul>		
c) Ciclo 400	d) Ciclo 600	e) Ciclo 800
		



### Anexo D-4. Laminado B1A

<b>Laminado:</b>	B1A	<b>Secuencia de apilado:</b>	[0/+45/-45/-45/+45/0]	<b>Ensayo:</b>	Fatiga
------------------	-----	------------------------------	-----------------------	----------------	--------

#### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla D-4.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B1A.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
<b>BIA4</b>	150	50	24.464	1.687
<b>BIA5</b>	150	50	25.433	1.589
<b>BIA6</b>	150	50	25.296	1.420

#### Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura D-4.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplica a cada probeta del laminado B1A.

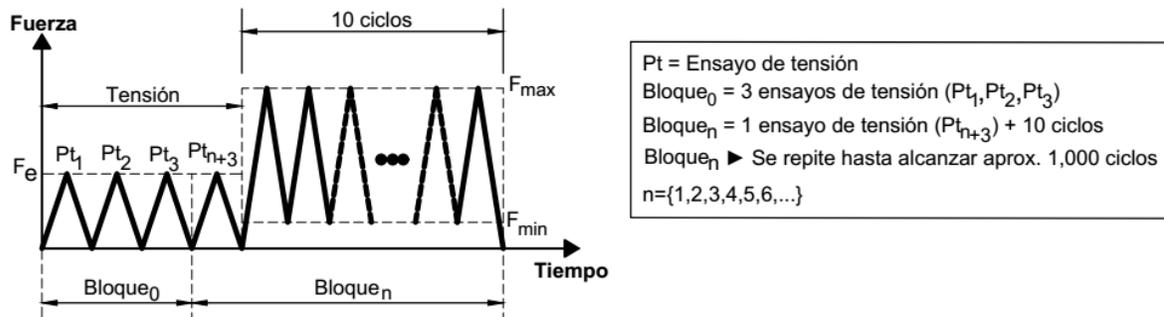


Figura D-4.1 Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga en el laminado B1A.

#### ▪ Tensión

<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST
-------------------------------------	------------	----------------------	---------------------------

<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	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 D-4.2) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla D-4.2 Procedimiento para determinar  $F_e$  en el laminado B1A.

Determinación de $F_e$ en el laminado B1A		
Probetas	(*) $F_{ruptura}$ (N)	(**) $F_{0.3\%}$ (N)
<b>BIA1</b>	17,738.690	3,440.269
<b>BIA2</b>	18,897.720	3,494.120
<b>BIA7</b>	16,352.400	3,567.569
<i>promedio</i>	17,662.937	3,500.653
<i>porcentaje (%)</i>	100	19.819
<i>Se agrega el porcentaje (%)</i>		+ 10
$F_e$ (%)		29.819
<b><math>F_e</math> (N)</b>		<b>5,266.946</b>

(\*) 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.

▪ <b>Ciclos (Curva cíclica)</b>					
<b>Método de ensayo de fatiga:</b>	ASTM D3479	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST		
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Frecuencia:</b>	2 ciclos/min		
<b>Forma:</b>	Triangular	<b>Amplitud:</b>	Constante	<b>Parámetro de control:</b>	Esfuerzo (Fuerza)
<b>Razón de carga:</b>	0.1	<b>Esfuerzo máximo:</b>	75% $\sigma_u$		

Tabla D-4.3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado B1A.

Control de la carga cíclica			
(*) $\sigma_u = 470.539$ MPa			
Probetas	75% $\sigma_u$ (MPa)	$F_{max}$ (N)	$F_{min}$ (N)
<b>B1A4</b>	352.904	15,161.435	1,516.143
<b>B1A5</b>	352.904	14,258.008	1,425.801
<b>B1A6</b>	352.904	12,676.292	1,267.629

(\*) Esfuerzo último del laminado considerando la alineación vertical inicial.

### 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 de dos medios: el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ). En la Tabla D-4.4, Tabla D-4.5 y Tabla D-4.6 se presentan los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado B1A, además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

Tabla D-4.4 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B1A4.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B1A4				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	* $E_e$ (GPa)
1	0	0	19.357	28.234
2	0	0	21.181	27.997
3	0	0	21.338	28.190
4	1	0	21.499	28.093
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			21.339	28.129
5	2	10	21.264	28.030
6	3	20	21.518	27.745
7	4	30	21.539	27.438
8	5	40	21.581	28.023
9	6	50	21.663	27.925
10	7	60	21.628	28.033
11	8	70	21.563	27.785
12	9	80	21.670	27.558
13	10	90	21.684	28.079
14	11	100	21.709	27.862
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
108	105	1,040	17.019	--
	105	<b>1,041</b>	<b>Falla completa</b>	

(\*) Extensómetro retirado antes de llegar a la falla completa.

Tabla D-4.5 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B1A5.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B1A5				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	19.672	33.253
2	0	0	21.813	33.418
3	0	0	23.101	33.269
4	1	0	22.107	33.661
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			22.340	33.400
5	2	10	22.349	32.443
6	3	20	22.439	32.380
7	4	30	22.615	32.221
8	5	40	22.707	32.450
9	6	50	22.764	32.151
10	7	60	22.844	32.311
11	8	70	22.781	32.381
12	9	80	22.819	32.639
13	10	90	22.825	32.207
14	11	100	22.928	32.357
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
139	136	1,350	20.631	30.579
	136	<b>1,356</b>	<b>Falla completa</b>	

Tabla D-4.6 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B1A6.

<b>Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B1A6</b>				
<i>Ensayo tensión (<math>Pt_n</math>)</i>	<i>Bloque<sub>n</sub></i>	<i>Ciclos</i>	<i><math>E_m</math> (GPa)</i>	<i><math>E_e</math> (GPa)</i>
1	0	0	20.342	34.083
2	0	0	22.383	34.118
3	0	0	23.070	34.069
4	1	0	23.216	34.082
<i>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</i>			22.890	34.088
5	2	10	23.610	33.234
6	3	20	23.718	33.230
7	4	30	23.719	32.935
8	5	40	23.845	33.073
9	6	50	23.860	33.085
10	7	60	23.788	33.115
11	8	70	23.767	32.786
12	9	80	23.776	32.983
13	10	90	23.685	32.760
14	11	100	23.817	32.985
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
29	26	250	23.455	32.046
	26	<b>259</b>	<b>Falla completa</b>	

▪ *Degradación del módulo de elasticidad*

En la Figura D-4.2, Figura D-4.3 y Figura D-4.4 se muestran las gráficas de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de cada probeta que pertenece al laminado B1A, además, en la Figura D-4.5 se presenta una gráfica general con el comportamiento de la degradación del módulo de elasticidad longitudinal de todas las probetas del laminado B1A.

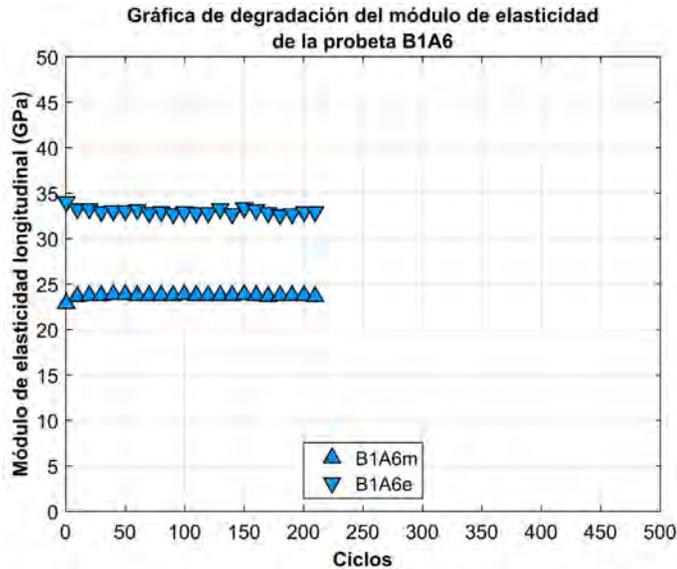


Figura D-4.2 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B1A6.

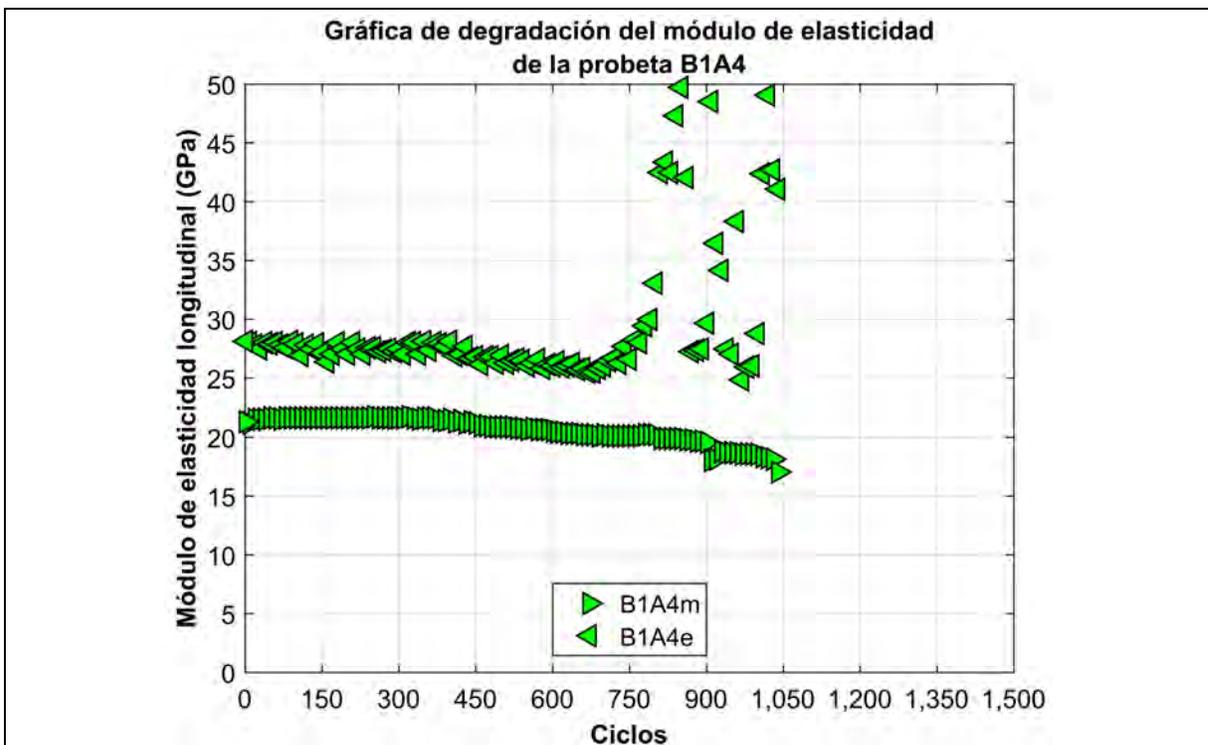


Figura D-4.3 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B1A4.

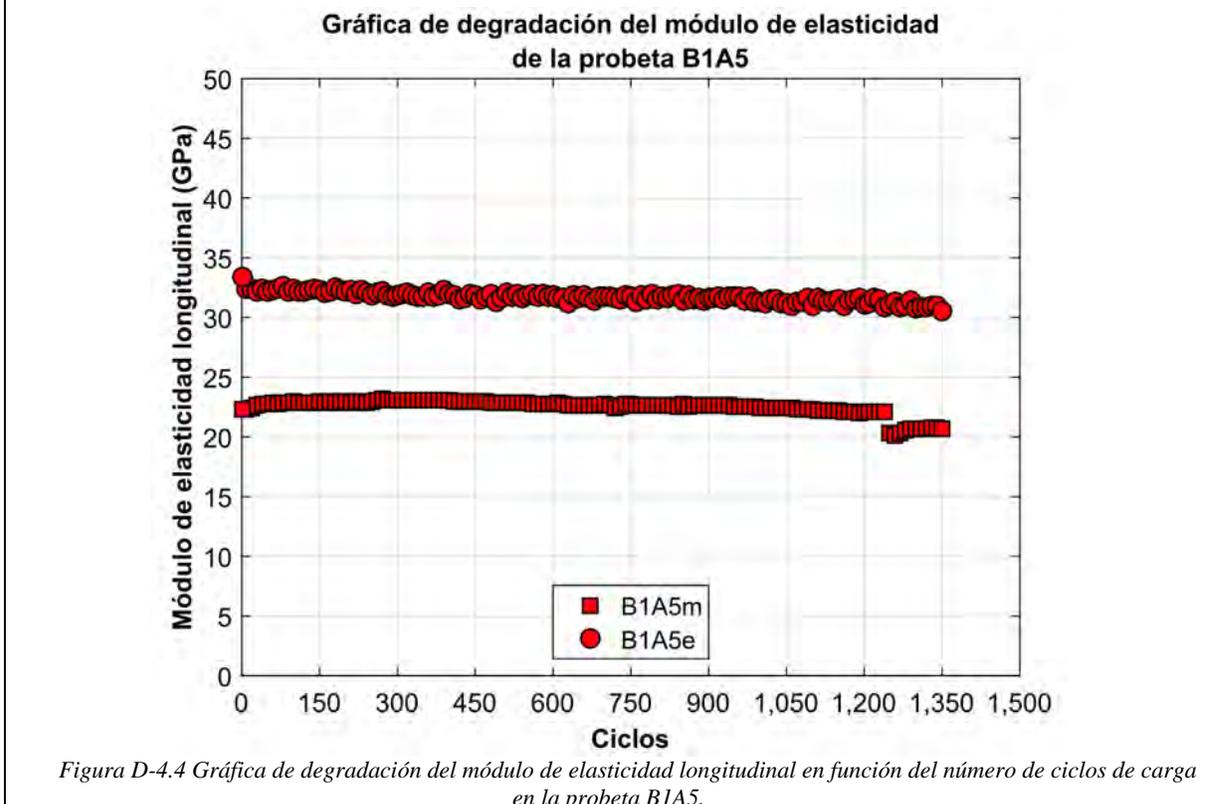
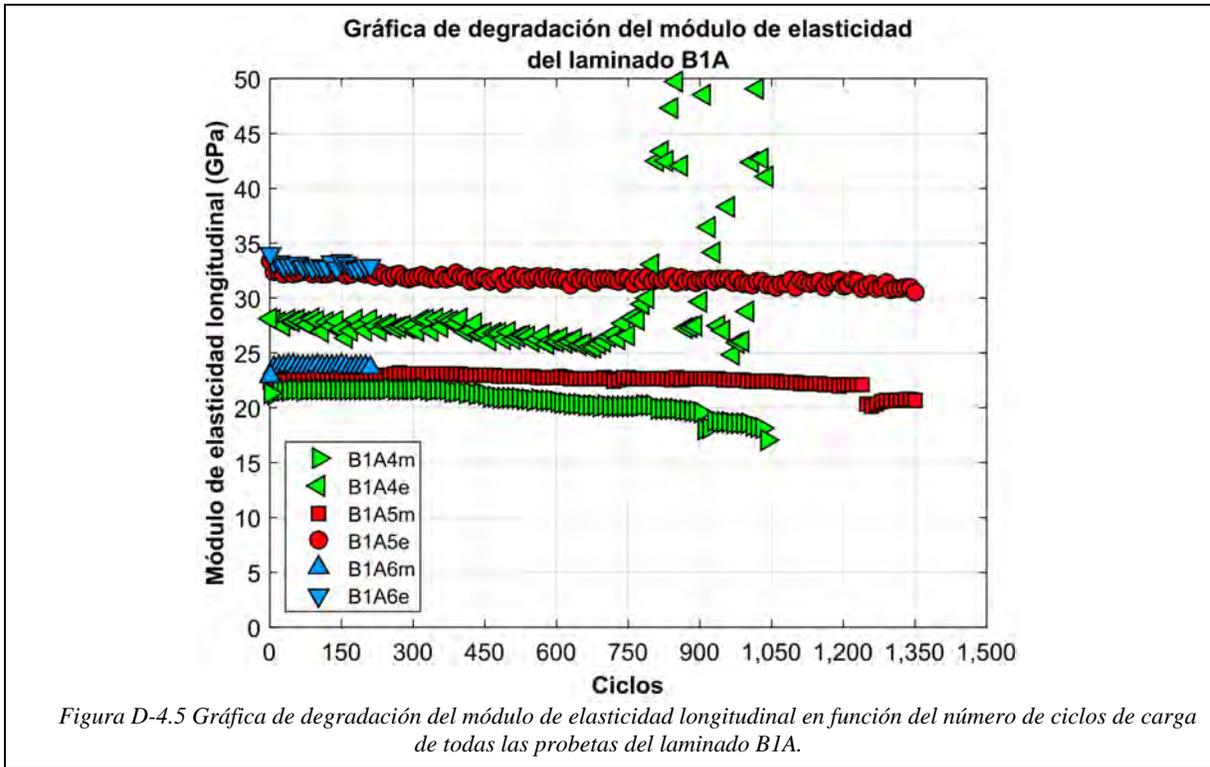
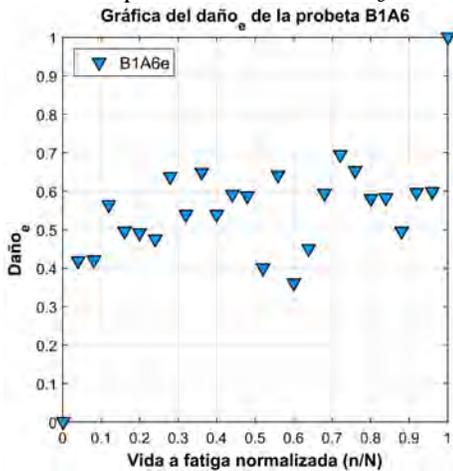


Figura D-4.4 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B1A5.



▪ 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 ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ) permiten obtener el daño acumulado  $Daño_m$  y  $Daño_e$ , respectivamente. En las siguientes figuras se muestran las gráficas del  $Daño_m$  y  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado B1A, además, en la Figura D-4.11 se presenta una gráfica general del comportamiento del  $Daño_e$  de la probeta B1A5 y B1A6.



\*H. Mao y S. Mahadevan, «Fatigue damage modelling of composite materials,» *Composite Structures*, p. 6, 2002.

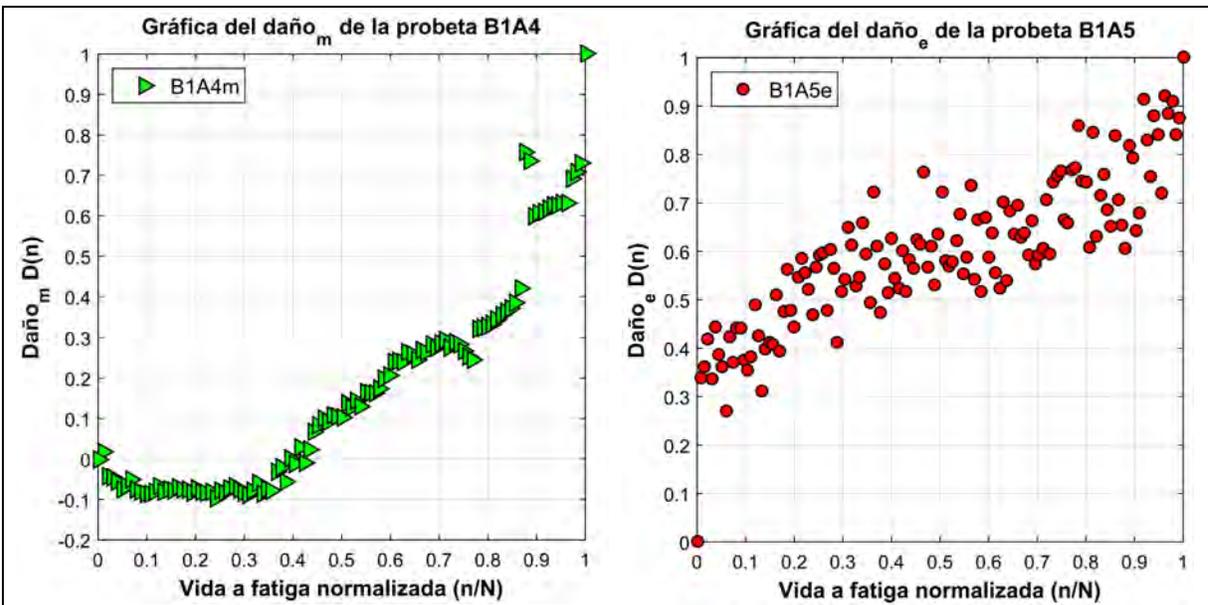


Figura D-4.8 Gráfica del Daño<sub>m</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1A4.

Figura D-4.9 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1A5.

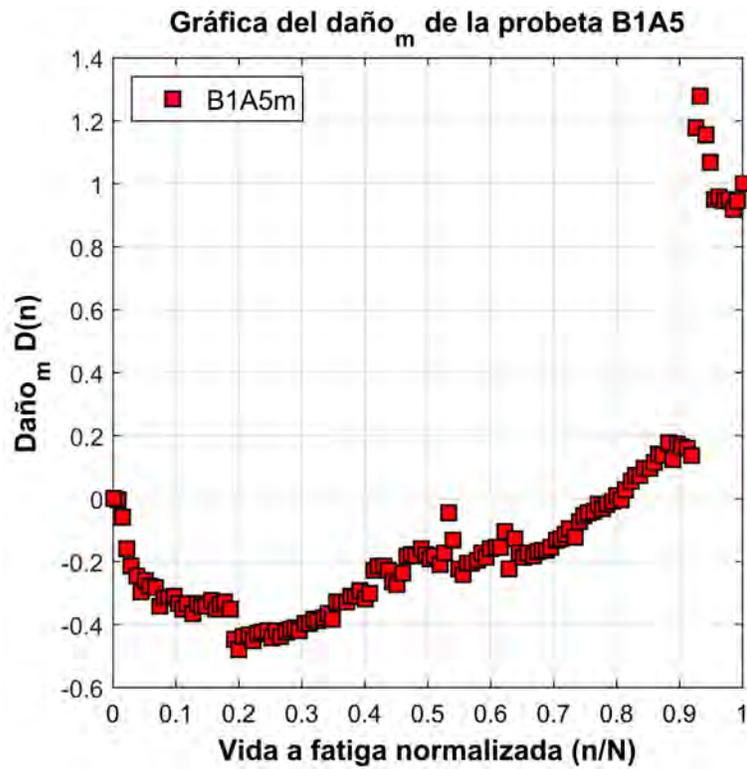


Figura D-4.10 Gráfica del Daño<sub>m</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1A5.

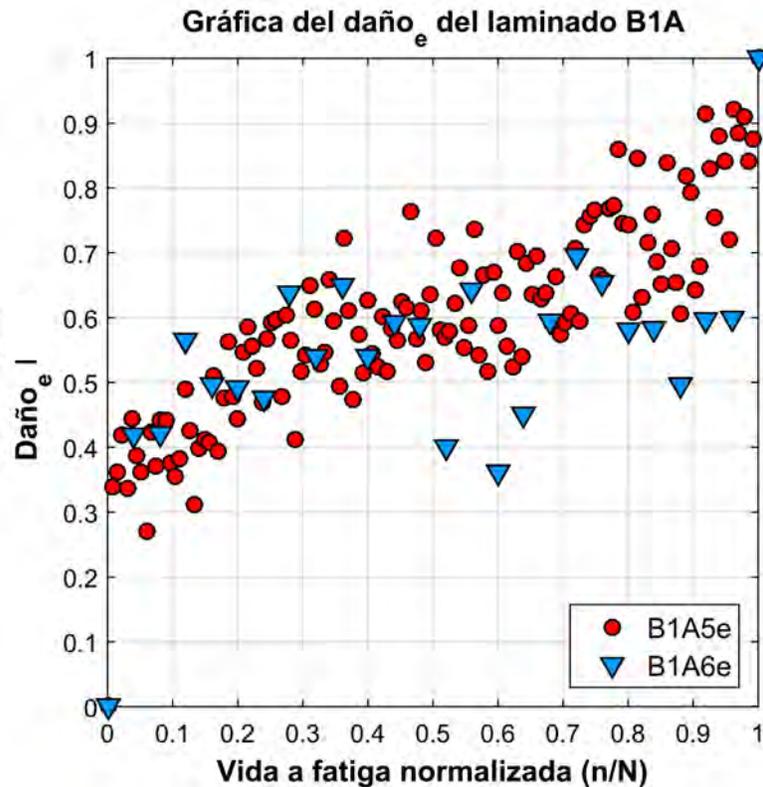


Figura D-4.11 Gráfica del  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1A5 y B1A6.

▪ Modelo de acumulación del daño

El modelo fenomenológico seleccionado para describir la evolución del daño en los laminados de material compuesto es el propuesto por \*Shiri *et al.* y se basa en la degradación del módulo de elasticidad longitudinal:  $D = (E_0 - E_n)/(E_0 - E_f) = \sin qx \cdot \cos(q - p) / \sin q \cdot \cos(qx - p)$  donde,  $E_0$ ,  $E_n$  y  $E_f$  son los módulos de elasticidad longitudinal correspondientes al ciclo inicial, a “n” ciclos de carga, y al ciclo final, respectivamente. En  $x = n/N$ ,  $n$  es el número de ciclos aplicados,  $N$  es la vida a fatiga,  $p$  y  $q$  son coeficientes dependientes del material compuesto.

En la Tabla D-4.7 se muestran los coeficientes  $p$ ,  $q$  y determinación  $R^2$  del modelo \*Shiri para describir la evolución del  $Daño_e$  en las probetas B1A5 y B1A6, los coeficientes se obtuvieron a través de un análisis de regresión no lineal por medio del método de mínimos cuadrados.

Tabla D-4.7 Valores de los coeficientes del modelo \*Shiri para el  $Daño_e$  en las probetas B1A5 y B1A6.

Probetas	Modelo *Shiri para el $Daño_e$		
	$q$	$p$	$R^2$
B1A5	2.8507	1.4565	0.7460
B1A6	3.0815	1.5434	0.7646

En las siguientes figuras se muestran las comparaciones entre las gráficas del  $Daño_e$  y la evolución del daño estimada por el modelo \*Shiri en la probeta B1A5 y B1A6.

\*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.

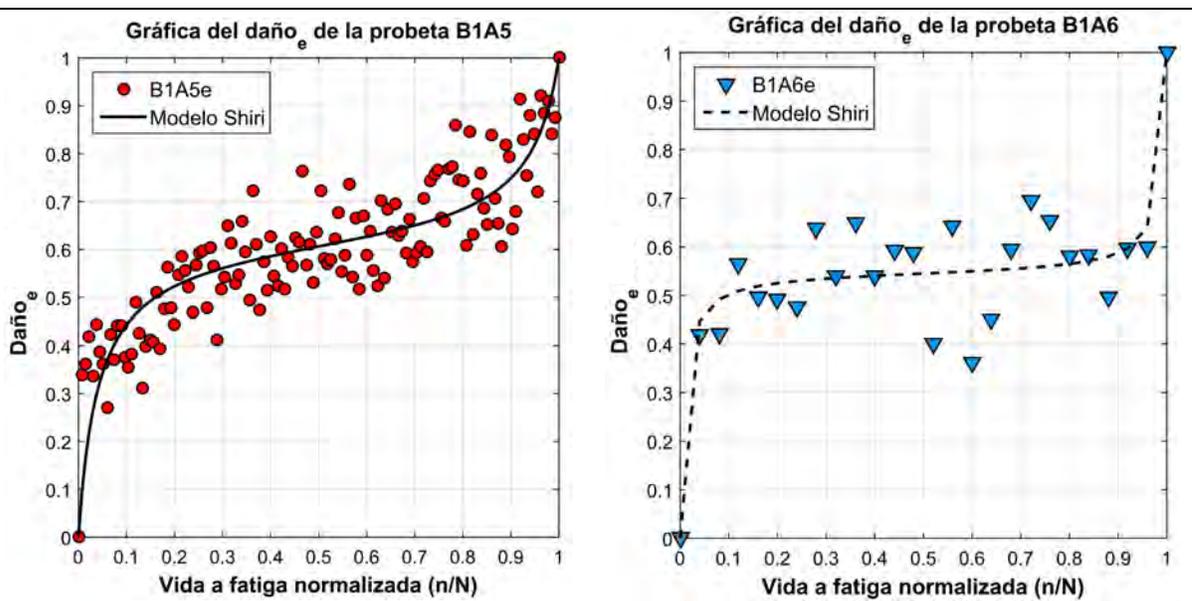


Figura D-4.12 Gráfica del Daño<sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1A5.

Figura D-4.13 Gráfica del Daño<sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1A6.

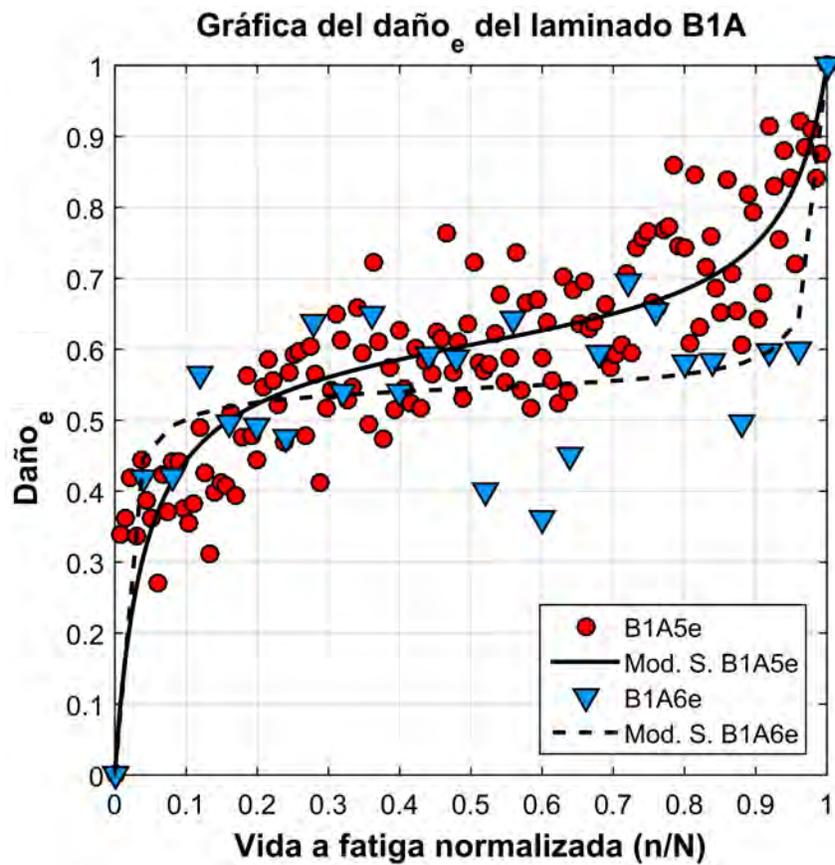
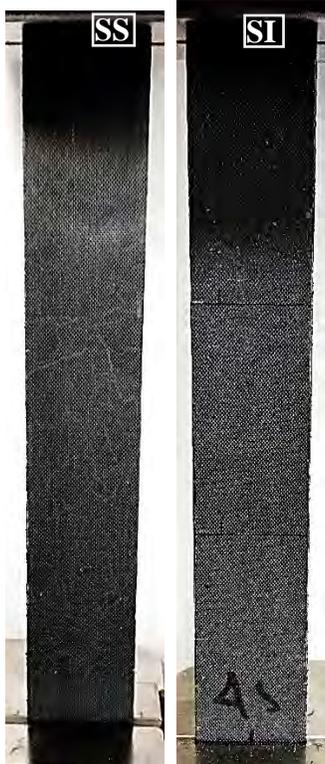
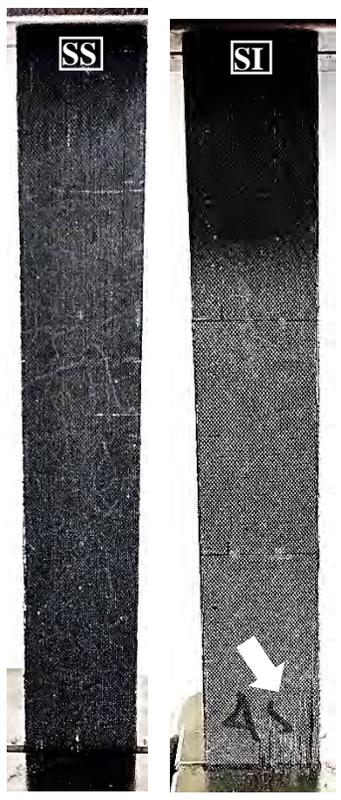
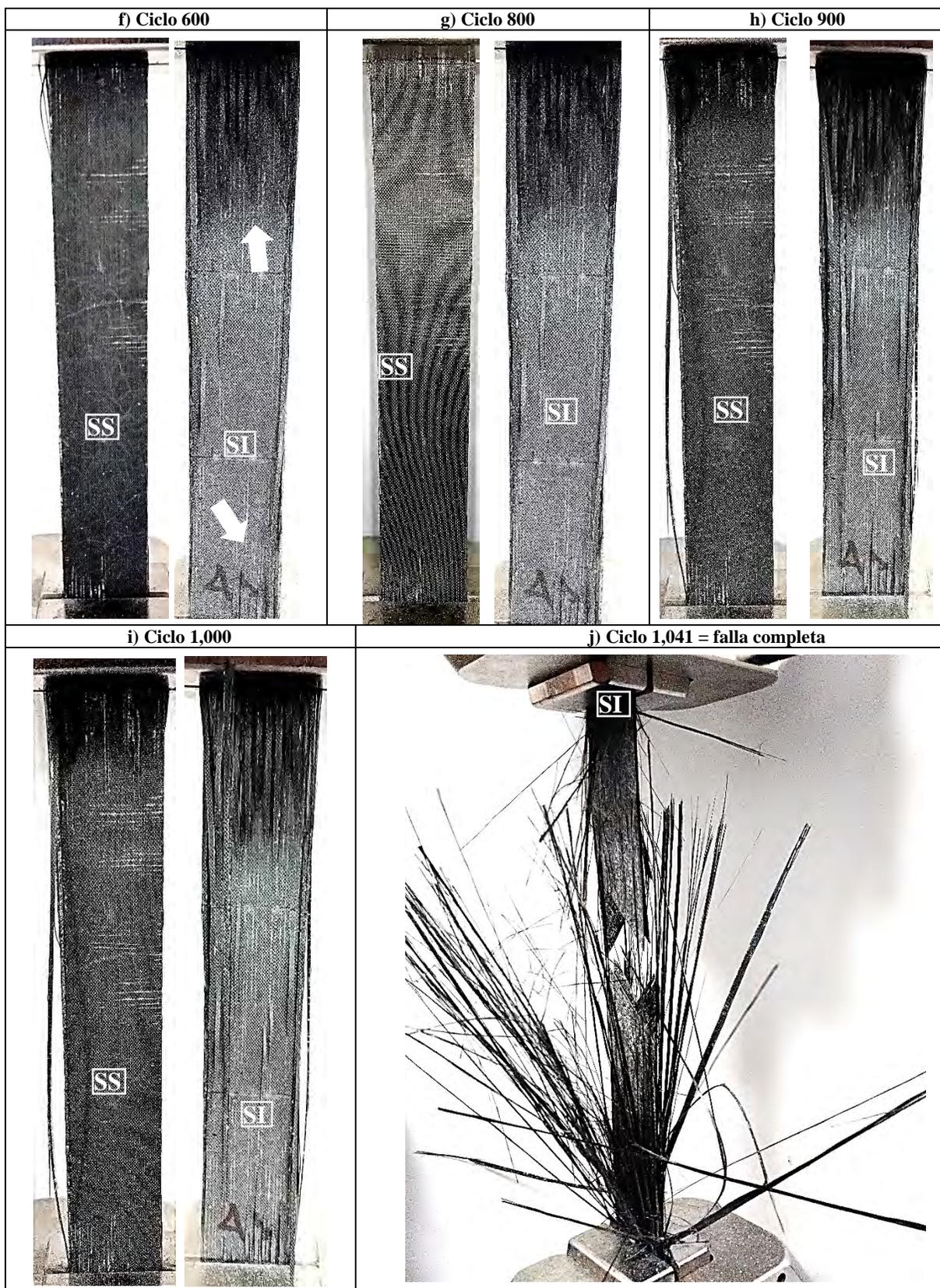


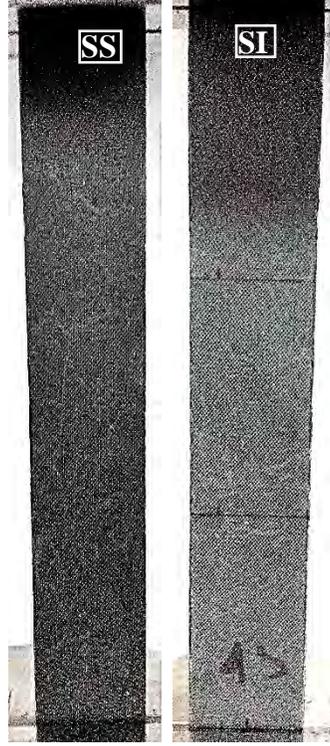
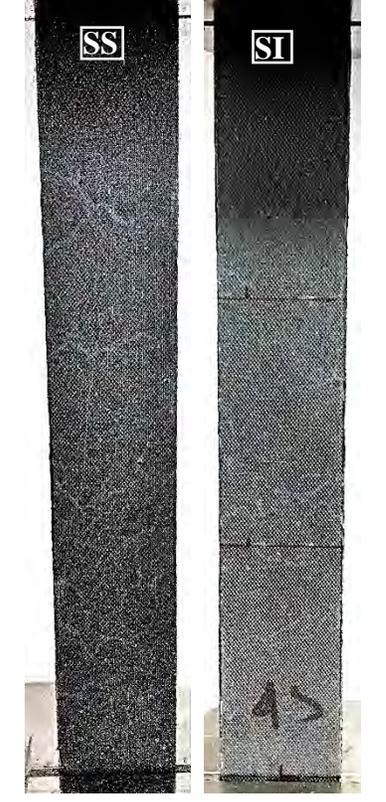
Figura D-4.14 Gráfica del Daño<sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1A5 y B1A6.

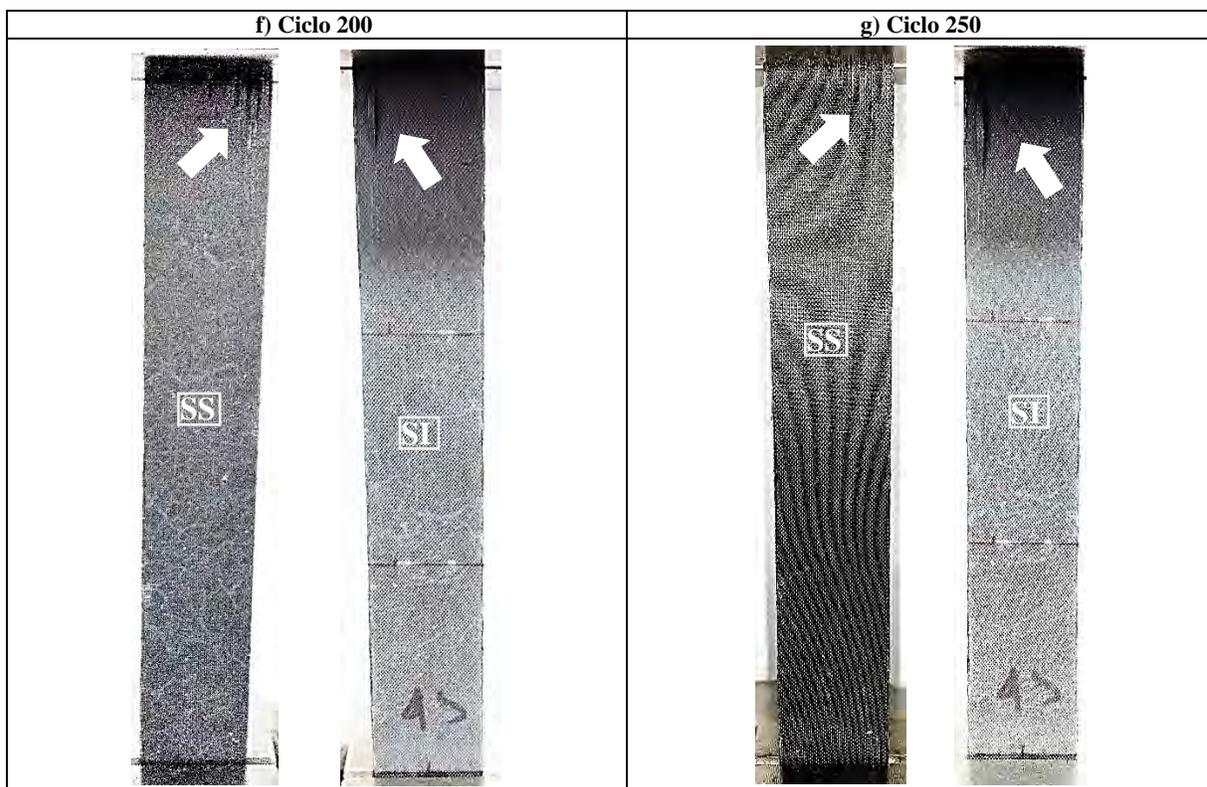
<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta B1A4</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>		<p>b) Ciclo 100</p>		
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta B1A4 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Aprox. a los 100 ciclos se genera una concentración de agrietamiento de la matriz y separación de grupos de fibras a 0° cerca de la zona de sujeción inferior en la superficie inferior del laminado. A los 400 ciclos se genera otra concentración de agrietamiento de la matriz y separación de grupos de fibras a 0° cerca de la zona de sujeción superior en la superficie inferior del laminado.</li> <li>• Entre los 600 y 800 ciclos la separación de grupos de fibras a 0° se localizan dentro de la zona de medición del extensómetro, lo cual genera una incorrecta sujeción y medición del extensómetro.</li> <li>• Antes de fallar de forma explosiva, se observa a los 1,000 ciclos una mayor degradación en las capas a 0°.</li> </ul>					
<p>c) Ciclo 200</p>		<p>d) Ciclo 400</p>		<p>e) Ciclo 500</p>	
					



<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta B1A5</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>	<p>b) Ciclo 100</p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta B1A5 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Aprox. a los 200 ciclos se genera una concentración de agrietamiento de la matriz cerca de la zona de sujeción inferior en la superficie inferior del laminado. A los 800 ciclos se genera otra concentración de agrietamiento de la matriz cerca de la zona de sujeción superior en la superficie inferior del laminado.</li> <li>• Antes de fallar de forma explosiva, se observa a los 1,300 ciclos una mayor degradación de las capas a 0° cerca de la zona de sujeción superior de la probeta.</li> </ul>		
<p>c) Ciclo 200</p>	<p>d) Ciclo 400</p>	<p>e) Ciclo 600</p>



<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta B1A6</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>	<p>b) Ciclo 10</p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta B1A6 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Aprox. a los 100 ciclos se genera una concentración de agrietamiento de la matriz y separación de grupos de fibras a 0° cerca de la zona de sujeción superior en ambas superficies del laminado.</li> <li>• Antes de fallar de forma explosiva, se observa a los 250 ciclos una mayor degradación de las capas a 0° cerca de la zona de sujeción superior de la probeta.</li> </ul>		
<p>c) Ciclo 50</p>	<p>d) Ciclo 100</p>	<p>e) Ciclo 150</p>
		



h) Ciclo 259 = falla completa



### Anexo D-5. Laminado B1B

<b>Laminado:</b>	B1B	<b>Secuencia de apilado:</b>	[0/+45/-45/-45/+45/0]	<b>Ensayo:</b>	Fatiga
------------------	-----	------------------------------	-----------------------	----------------	--------

#### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla D-5.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B1B.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
<b>B1B5</b>	147	50	25.553	1.249
<b>B1B6</b>	147	50	25.163	1.330
<b>B1B7</b>	147	50	25.309	1.330

#### Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura D-5.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplica a cada probeta del laminado B1B.

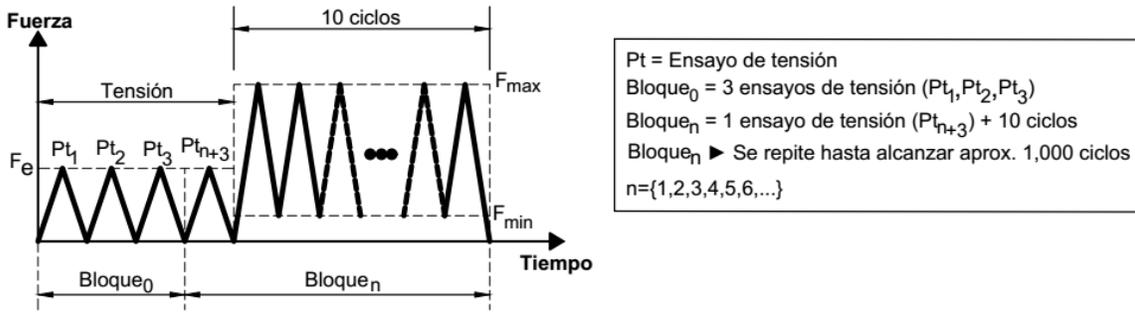


Figura D-5.1 Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga en el laminado B1B.

#### ▪ Tensión

<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST
-------------------------------------	------------	----------------------	---------------------------

<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	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 D-5.1) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla D-5.2 Procedimiento para determinar  $F_e$  en el laminado B1B.

Determinación de $F_e$ en el laminado B1B		
Probetas	<sup>(*)</sup> $F_{ruptura}$ (N)	<sup>(**)</sup> $F_{0.3\%}$ (N)
<b>B1B3</b>	10,661.900	2,661.927
<b>B1B8</b>	11,744.750	3,256.734
<b>B1B9</b>	10,619.750	3,447.564
<i>promedio</i>	11,008.800	3,122.075
<i>porcentaje (%)</i>	100	28.360
<i>Se agrega el porcentaje (%)</i>		+ 10
	$F_e$ (%)	38.360
	$F_e$ (N)	<b>4,222.955</b>
<small><sup>(*)</sup>Nivel de fuerza de ruptura en una probeta del laminado sin considerar la alineación vertical inicial.</small>		
<small><sup>(**)</sup>Nivel de fuerza en una probeta al alcanzar el 0.3% de elongación por medio del extensómetro.</small>		

▪ <b>Ciclos (Curva cíclica)</b>				
<b>Método de ensayo de fatiga:</b>	ASTM D3479	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST	
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Frecuencia:</b>	2 ciclos/min	
<b>Forma:</b>	Triangular	<b>Amplitud:</b>	Constante	<b>Parámetro de control:</b> Esfuerzo (Fuerza)
<b>Razón de carga:</b>	0.1	<b>Esfuerzo máximo:</b>	75% $\sigma_u$	
<i>Tabla D-5.3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado B1B.</i>				
<b>Control de la carga cíclica</b>				
(*) $\sigma_u = 346.617$ MPa				
<b>Probetas</b>	75% $\sigma_u$ (MPa)	$F_{max}$ (N)	$F_{min}$ (N)	
<b>B1B5</b>	259.962	8,293.991	829.399	
<b>B1B6</b>	259.962	8,700.061	870.006	
<b>B1B7</b>	259.962	8,750.441	875.044	
(*)Esfuerzo último del laminado considerando la alineación vertical inicial.				

### 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 de dos medios: el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ). En la Tabla D-5.4, Tabla D-5.5 y Tabla D-5.6 se presentan los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado B1B, además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

*Tabla D-5.4 Valores de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B1B5.*

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B1B5				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	20.451	32.803
2	0	0	23.904	32.864
3	0	0	24.125	33.466
4	1	0	24.079	33.016
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			24.036	33.037
5	2	10	22.650	31.740
6	3	20	22.537	31.541
7	4	30	22.280	30.669
8	5	40	22.244	30.633
9	6	50	21.908	30.552
10	7	60	21.585	30.432
11	8	70	21.055	30.287
	8	<b>79</b>	<b>Falla completa</b>	

*Tabla D-5.5 Valores de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B1B7.*

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B1B7				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	19.789	33.624
2	0	0	23.850	33.058
3	0	0	24.009	33.391
4	1	0	24.103	33.206
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			23.987	33.320
	1	<b>6</b>	<b>Falla completa</b>	

Tabla D-5.6 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B1B6.

<b>Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B1B6</b>				
<i>Ensayo tensión</i> ( $Pt_n$ )	<i>Bloque<sub>n</sub></i>	<i>Ciclos</i>	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	22.838	37.609
2	0	0	27.745	37.326
3	0	0	27.733	37.413
4	1	0	27.711	37.792
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			27.730	37.535
5	2	10	27.052	36.592
6	3	20	27.110	36.313
7	4	30	27.197	35.676
8	5	40	26.946	36.224
9	6	50	27.141	36.123
10	7	60	27.035	35.686
11	8	70	26.797	35.251
12	9	80	26.938	35.388
13	10	90	26.869	36.030
14	11	100	26.614	35.830
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
117	114	1,130	17.831	24.640
	114	<b>1,132</b>	<b>Falla completa</b>	

▪ *Degradación del módulo de elasticidad*

En la Figura D-5.2 y Figura D-5.3 se muestran las gráficas de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de cada probeta que pertenece al laminado B1B, además, en la Figura D-5.4 se presenta una gráfica general con el comportamiento de la degradación del módulo de elasticidad longitudinal de todas las probetas del laminado B1B.

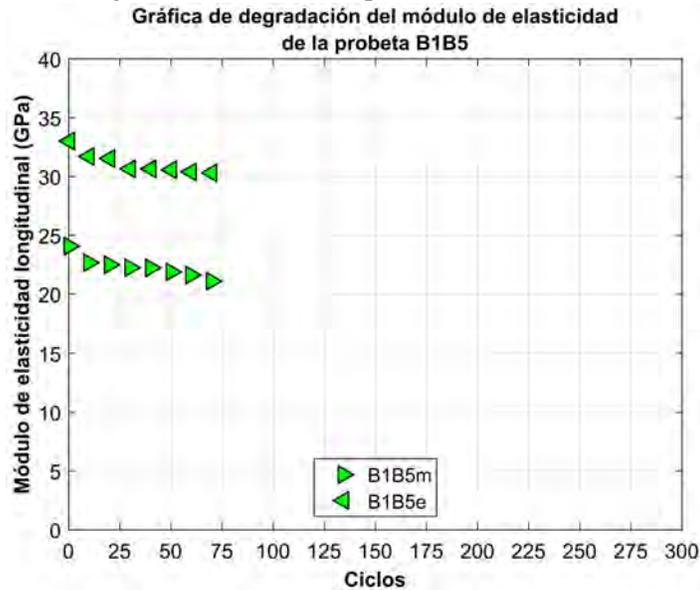


Figura D-5.2 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B1B5.

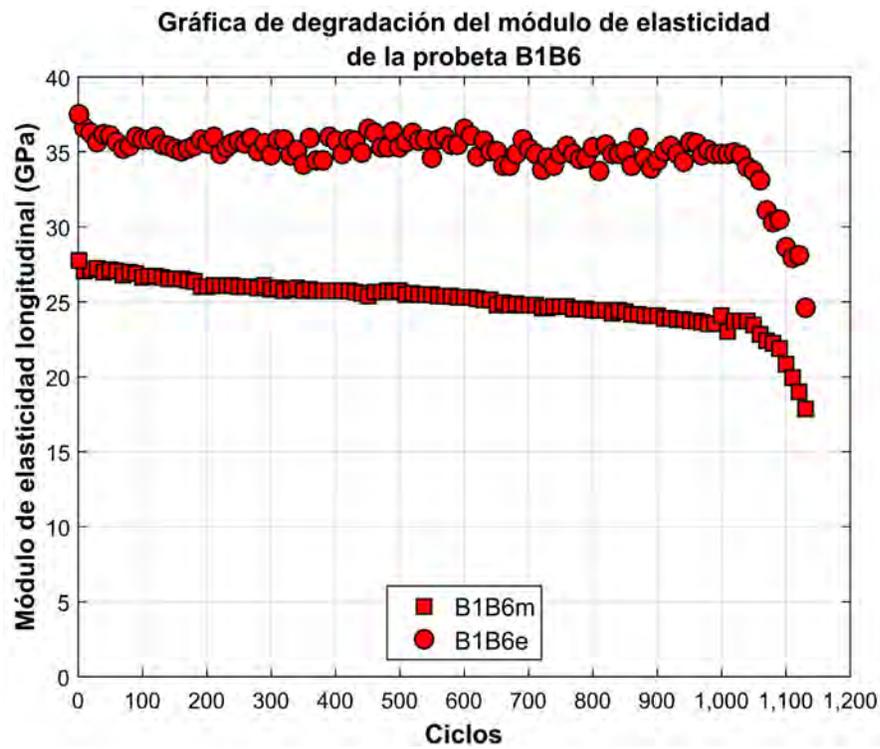


Figura D-5.3 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B1B6.

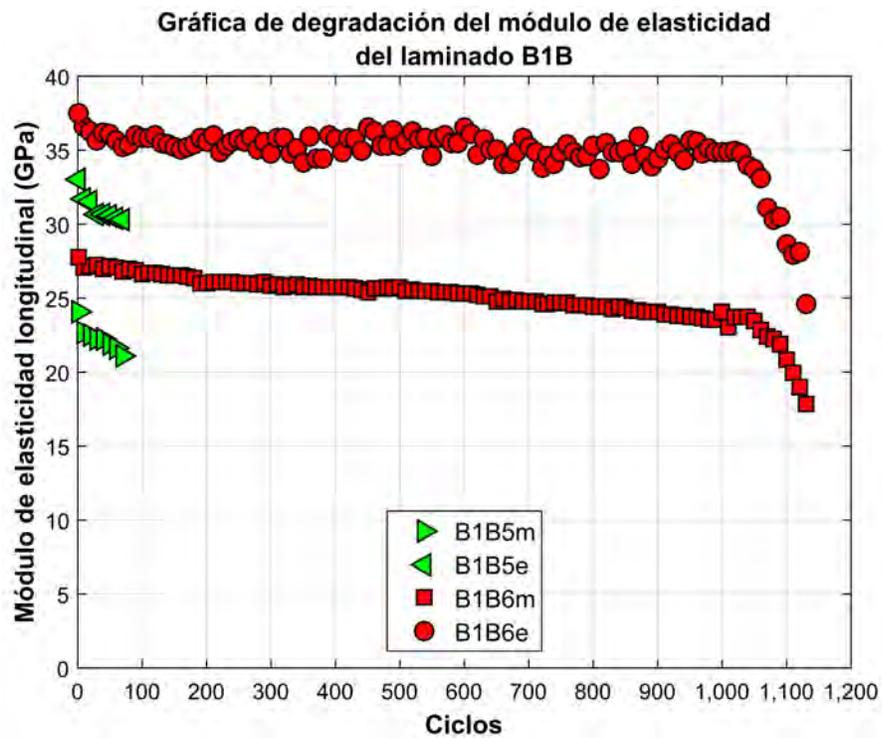


Figura D-5.4 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de todas las probetas del laminado B1B.

▪ **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 ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ) permiten obtener el daño acumulado  $Daño_m$  y  $Daño_e$ , respectivamente. En las siguientes figuras se muestran las gráficas del  $Daño_m$  y  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado B1B, además, en la Figura D-5.9 se presenta una gráfica general del comportamiento del  $Daño_e$  de todas las probetas del laminado B1B.

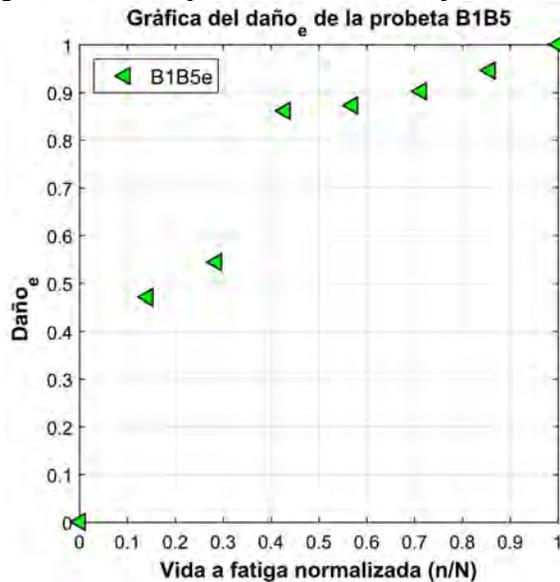


Figura D-5.5 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1B5.

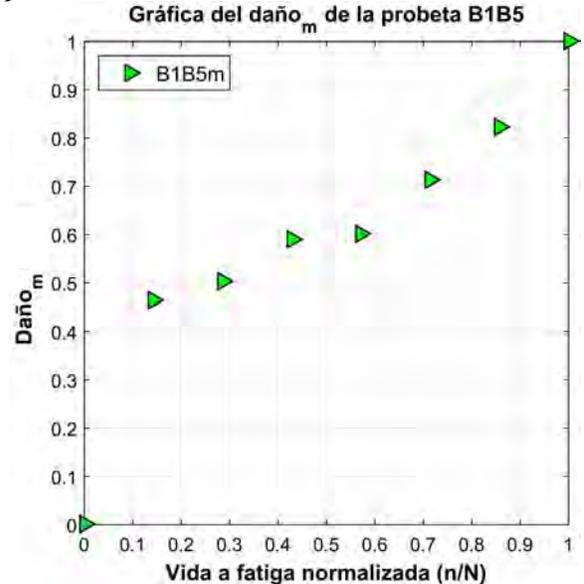


Figura D-5.6 Gráfica del Daño<sub>m</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1B5.

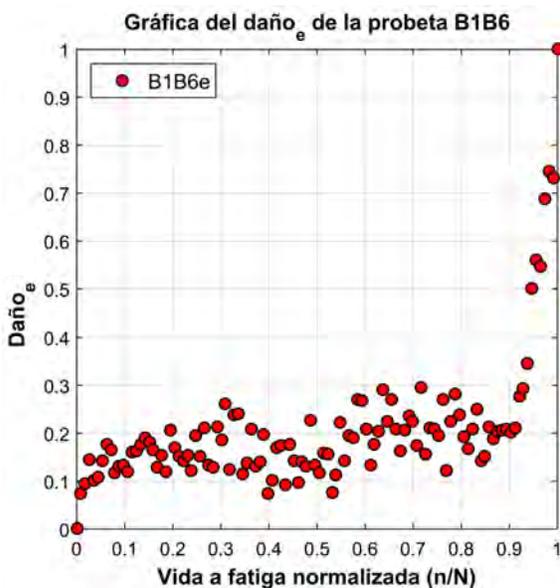


Figura D-5.7 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1B6.



Figura D-5.8 Gráfica del Daño<sub>m</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1B6.

\*H. Mao y S. Mahadevan, «Fatigue damage modelling of composite materials,» *Composite Structures*, p. 6, 2002

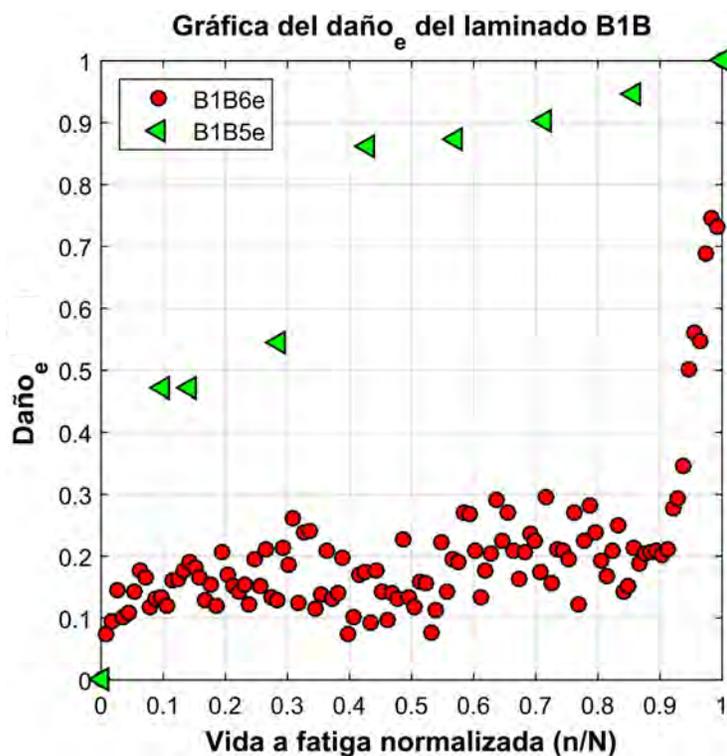


Figura D-5.9 Gráfica del  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de todas las probetas del laminado B1B.

▪ Modelo de acumulación del daño

El modelo fenomenológico seleccionado para describir la evolución del daño en los laminados de material compuesto es el propuesto por \*Shiri *et al.* y se basa en la degradación del módulo de elasticidad longitudinal:  $D = (E_0 - E_n)/(E_0 - E_f) = \sin qx \cdot \cos(q - p) / \sin q \cdot \cos(qx - p)$  donde,  $E_0$ ,  $E_n$  y  $E_f$  son los módulos de elasticidad longitudinal correspondientes al ciclo inicial, a “n” ciclos de carga, y al ciclo final, respectivamente. En  $x = n/N$ ,  $n$  es el número de ciclos aplicados,  $N$  es la vida a fatiga,  $p$  y  $q$  son coeficientes dependientes del material compuesto.

En la Tabla D-5.1 se muestran los coeficientes  $p$ ,  $q$  y determinación  $R^2$  del modelo \*Shiri para describir la evolución del  $Daño_e$  para cada probeta que pertenece al laminado B1B, los coeficientes se obtuvieron a través de un análisis de regresión no lineal por medio del método de mínimos cuadrados.

Tabla D-5.7 Valores de los coeficientes del modelo \*Shiri para el  $Daño_e$  de cada probeta del laminado B1B.

Probetas	Modelo *Shiri para el $Daño_e$		
	$q$	$p$	$R^2$
<b>B1B5</b>	0.0605	1.5541	0.9709
<b>B1B6</b>	2.8243	1.3096	0.8044

En las siguientes figuras se muestran las comparaciones entre las gráficas del  $Daño_e$  y la evolución del daño estimada por el modelo \*Shiri de cada probeta que pertenece al laminado B1B, además, en la Figura D-5.12 se presenta una gráfica general de comparación entre el  $Daño_e$  y la evolución del daño estimada por el modelo \*Shiri de todas las probetas del laminado B1B.

\*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.

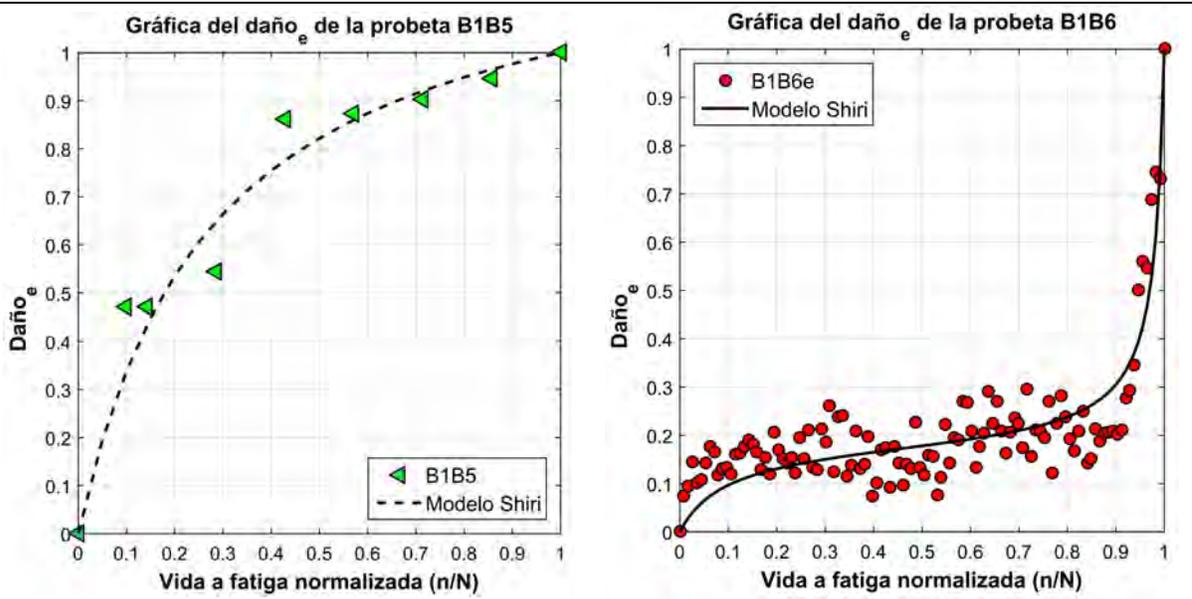


Figura D-5.10 Gráfica del  $\text{Daño}_e$  y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1B5.

Figura D-5.11 Gráfica del  $\text{Daño}_e$  y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B1B6.

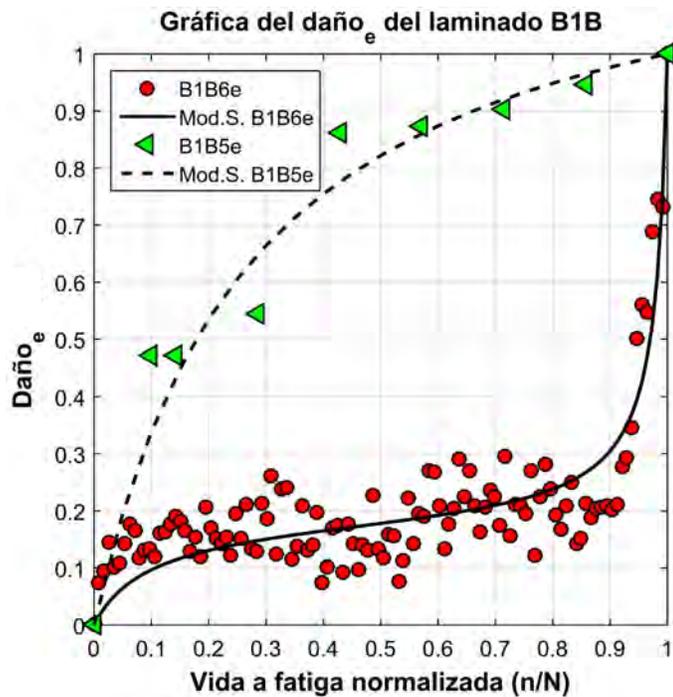
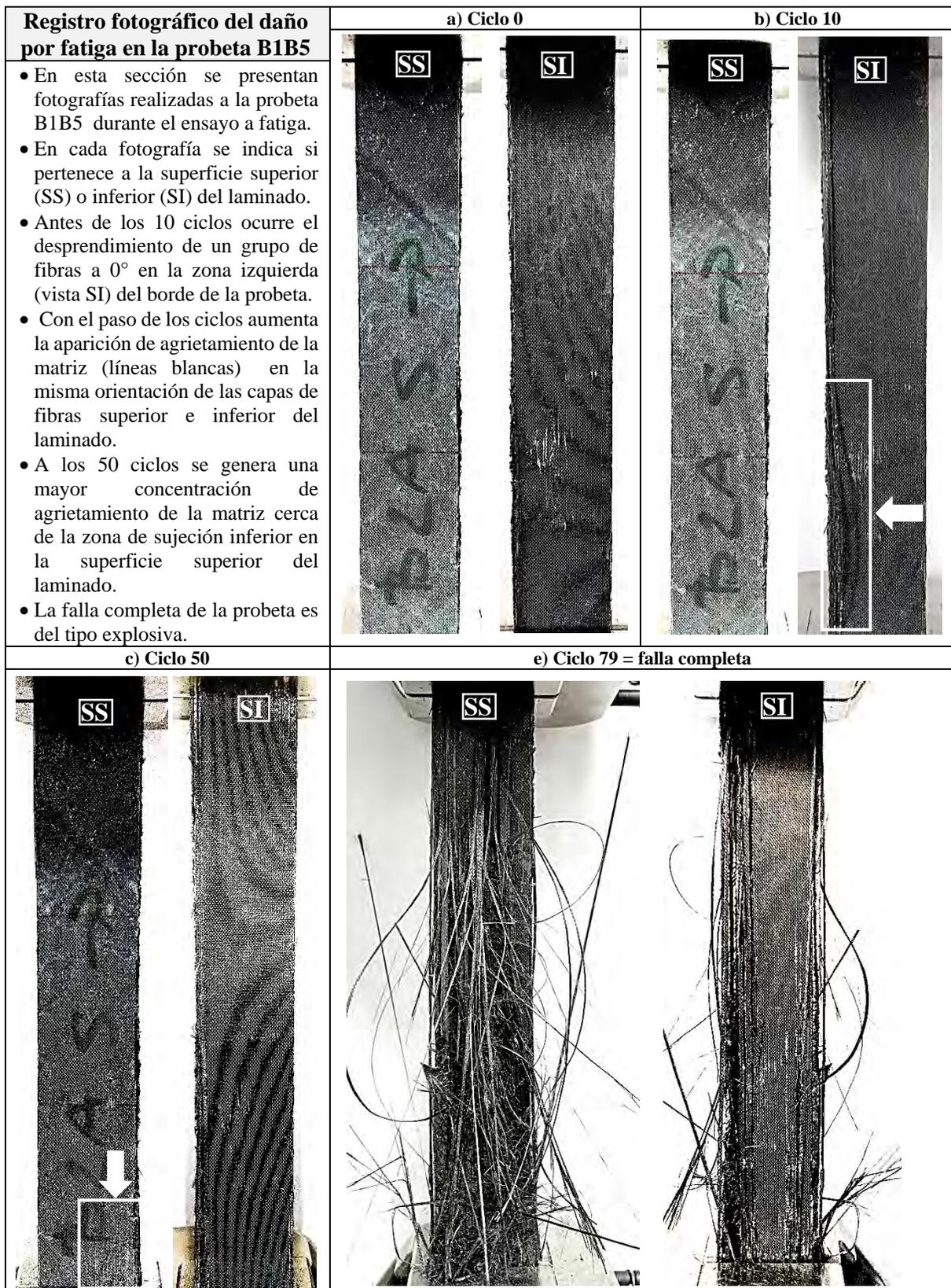
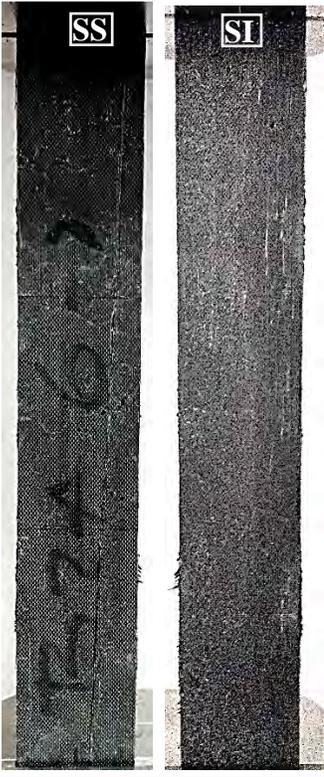
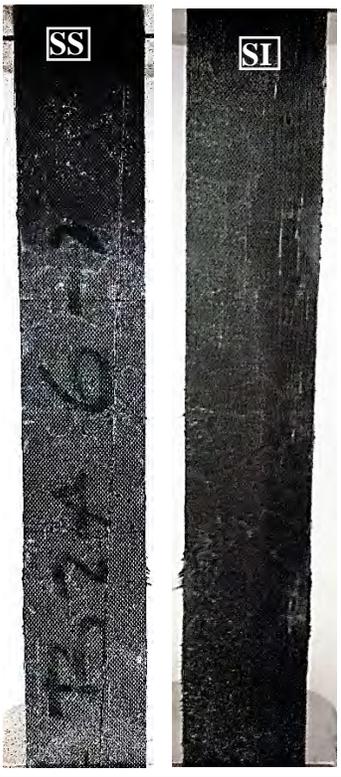
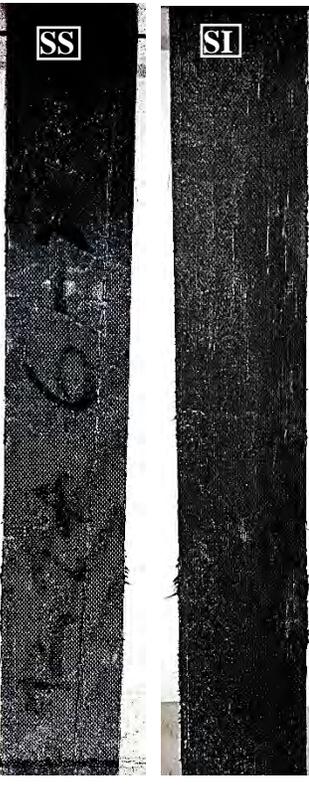
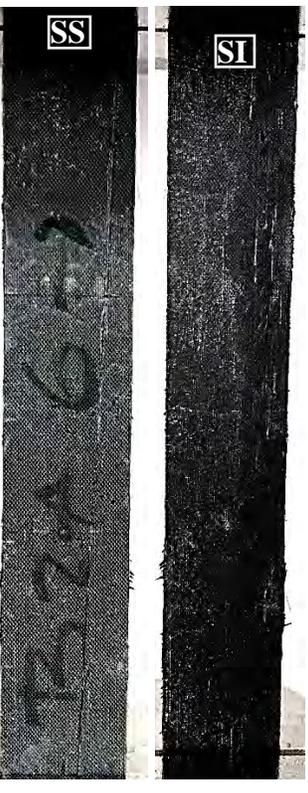
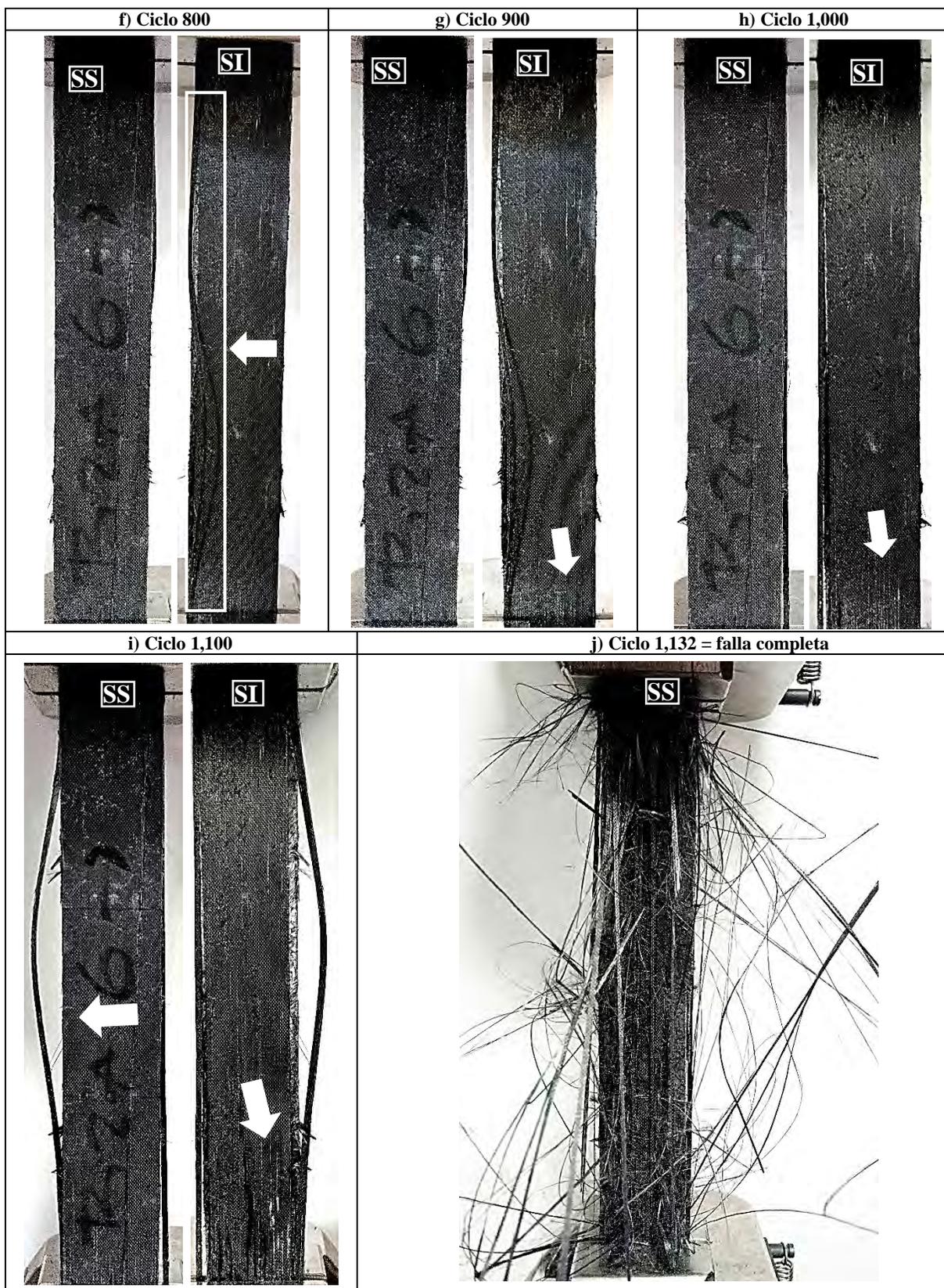
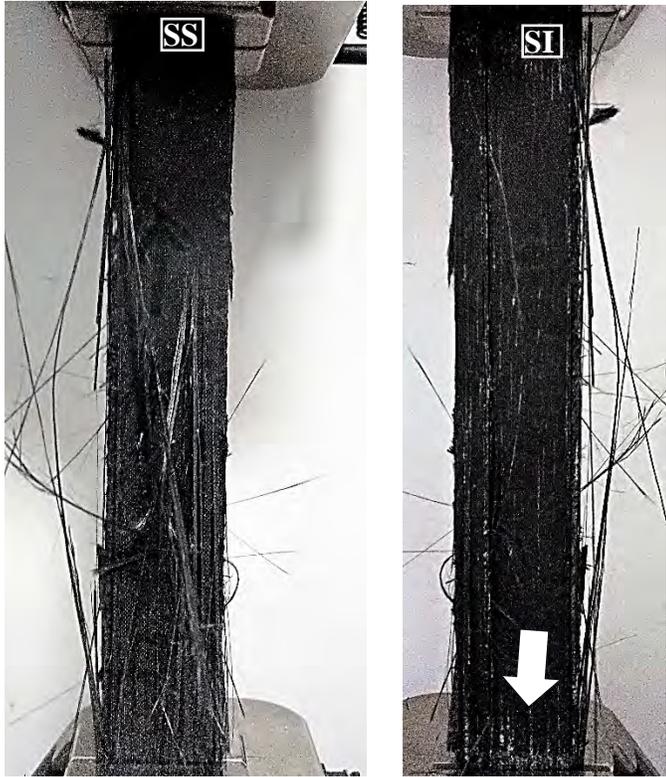


Figura D-5.12 Gráfica del  $\text{Daño}_e$  y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de todas las probetas del laminado B1B.



Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta B1B6	a) Ciclo 0	b) Ciclo 100
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta B1B6 durante el ensayo a fatiga.</li> <li>• En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado.</li> <li>• A los 800 ciclos ocurre el desprendimiento de un grupo de fibras a 0° en la zona izquierda (vista SI) del borde de la probeta.</li> <li>• Aprox. a los 900 ciclos se genera una mayor concentración de agrietamiento de la matriz cerca de la zona de sujeción inferior en la superficie inferior del laminado.</li> <li>• Antes de fallar de forma explosiva, se observa a los 1,100 ciclos una mayor degradación en las capas a 0°.</li> </ul>		
c) Ciclo 200	d) Ciclo 450	e) Ciclo 600
		



<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta B1B7</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>	
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta B1B7 durante el ensayo a fatiga.</li> <li>• En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Antes de los 10 ciclos ocurre la falla completa de la probeta.</li> <li>• Se observa una mayor concentración de agrietamiento de matriz y de ruptura de fibras a 0° en la zona inferior de sujeción (vista SI), lo cual ocasionó que la falla completa de la probeta ocurriera en una etapa temprana.</li> </ul>		
<p>e) Ciclo 6 = falla completa</p>		
		

## Anexo D-6. Laminado B2B

<b>Laminado:</b>	B2B	<b>Secuencia de apilado:</b>	[+45/0/-45/-45/0/+45]	<b>Ensayo:</b>	Fatiga
------------------	-----	------------------------------	-----------------------	----------------	--------

### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla D-6.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B2B.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
*B2B4	148	50	25.410	1.214
B2B6	148	50	24.543	1.223
B2B7	146	50	25.070	1.276
B2B8	148	50	25.559	1.240

(\*) Probeta descartada por ser utilizada para determinar el número de ciclos de duración del Bloque<sub>n</sub> en la secuencia de cargas.

### Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura D-6.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplica a cada probeta del laminado B2B.

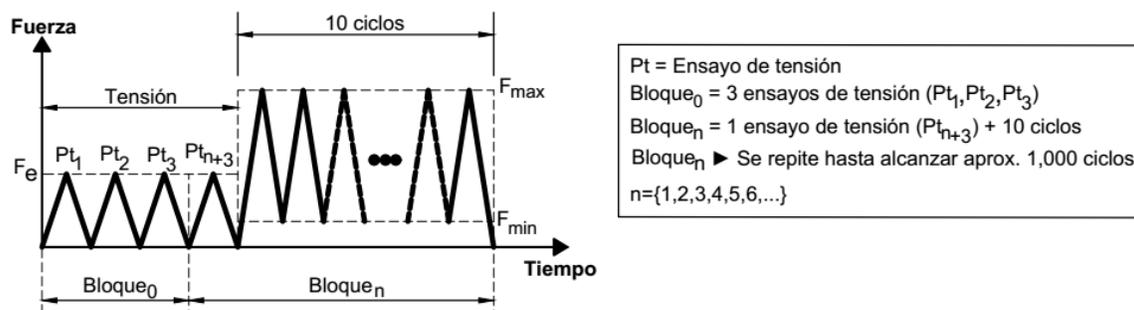


Figura D-6.1 Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga en el laminado B2B.

#### ▪ Tensión

**Método de ensayo de tensión:** ASTM D3039    **Extensómetro:** Epsilon® 3542-050M-050-ST

**Máquina de ensayos:** Shimadzu AG-X plus 100 kN    **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 D-6.2) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla D-6.2 Procedimiento para determinar  $F_e$  en el laminado B2B.

Determinación de $F_e$ en el laminado B2B		
Probetas	(*) $F_{ruptura}$ (N)	(**) $F_{0.3\%}$ (N)
B2B2	20,152.250	3,474.728
B2B3	21,475.230	3,725.083
B2B9	19,026.030	3,118.420
promedio	20,217.837	3,439.410
porcentaje (%)	100	17.012
Se agrega el porcentaje (%)		+ 10
		$F_e$ (%)
		27.012
		$F_e$ (N)
		<b>5,461.194</b>

(\*) 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.

<b>▪ Ciclos (Curva cíclica)</b>				
<b>Método de ensayo de fatiga:</b>		ASTM D3479	<b>Extensómetro:</b> Epsilon® 3542-050M-050-ST	
<b>Máquina de ensayos:</b>		Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Frecuencia:</b> 2 ciclos/min	
<b>Forma:</b>	Triangular	<b>Amplitud:</b>	Constante	<b>Parámetro de control:</b> Esfuerzo (Fuerza)
<b>Razón de carga:</b>	0.1	<b>Esfuerzo máximo:</b>	75% $\sigma_u$	

Tabla D-6.3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado B2B.

Control de la carga cíclica			
(*) $\sigma_u = 639.251$ MPa			
Probetas	75% $\sigma_u$ (MPa)	$F_{max}$ (N)	$F_{min}$ (N)
<b>B2B6</b>	479.438	14,389.088	1,438.909
<b>B2B7</b>	479.438	15,333.461	1,533.346
<b>B2B8</b>	479.438	15,194.650	1,519.465

(\*)Esfuerzo último del laminado considerando la alineación vertical inicial.

**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 de dos medios: el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ). En la Tabla D-6.4, Tabla D-6.5 y Tabla D-6.6 se presentan los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado B2B, además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

Tabla D-6.4 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B2B6.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B2B6				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	20.083	35.321
2	0	0	22.759	35.716
3	0	0	22.805	35.111
4	1	0	22.011	35.887
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			22.525	35.509
5	2	10	23.141	35.498
6	3	20	22.964	34.760
7	4	30	22.999	34.717
8	5	40	23.020	34.802
9	6	50	23.052	34.747
10	7	60	23.064	34.751
11	8	70	23.045	34.135
12	9	80	23.036	34.969
13	10	90	23.033	34.338
14	11	100	23.041	34.644
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
37	34	330	21.939	30.954
	34	<b>339</b>	<b>Falla completa</b>	

Tabla D-6.5 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B2B7.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B2B7				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	20.506	37.749
2	0	0	22.262	37.433
3	0	0	22.334	37.690
4	1	0	22.472	37.539
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			22.356	37.603
5	2	10	21.197	33.814
6	3	20	21.630	33.493
7	4	30	21.705	34.038
8	5	40	21.661	33.899
9	6	50	21.799	33.261
10	7	60	21.663	33.172
11	8	70	21.258	33.300
12	9	80	21.345	32.834
13	10	90	21.589	32.972
14	11	100	21.644	33.286
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
87	84	830	18.815	27.898
	84	<b>836</b>	<b>Falla completa</b>	

Tabla D-6.6 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B2B8.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B2B8				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	19.527	35.599
2	0	0	21.548	35.814
3	0	0	21.847	35.512
4	1	0	22.205	35.378
Inicio ( $E_{prom}$ )			21.867	35.576
5	2	10	21.144	33.247
6	3	20	22.560	33.639
7	4	30	22.631	33.291
8	5	40	22.661	33.080
9	6	50	22.805	33.131
10	7	60	22.796	32.848
11	8	70	22.775	33.273
12	9	80	22.703	33.056
13	10	90	22.678	32.774
14	11	100	22.624	32.300
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
45	42	410	21.317	26.077
	42	<b>419</b>	<b>Falla completa</b>	

▪ Degradación del módulo de elasticidad

En la Figura D-6.2, Figura D-6.3 y Figura D-6.4 se muestran las gráficas de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de cada probeta que pertenece al laminado B2B, además, en la Figura D-6.5 se presenta una gráfica general con el comportamiento de la degradación del módulo de elasticidad longitudinal de todas las probetas del laminado B2B.

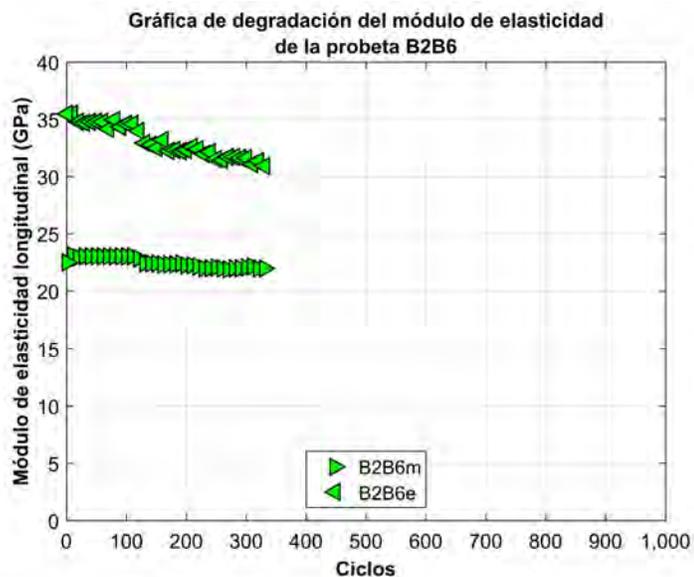


Figura D-6.2 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B2B6.

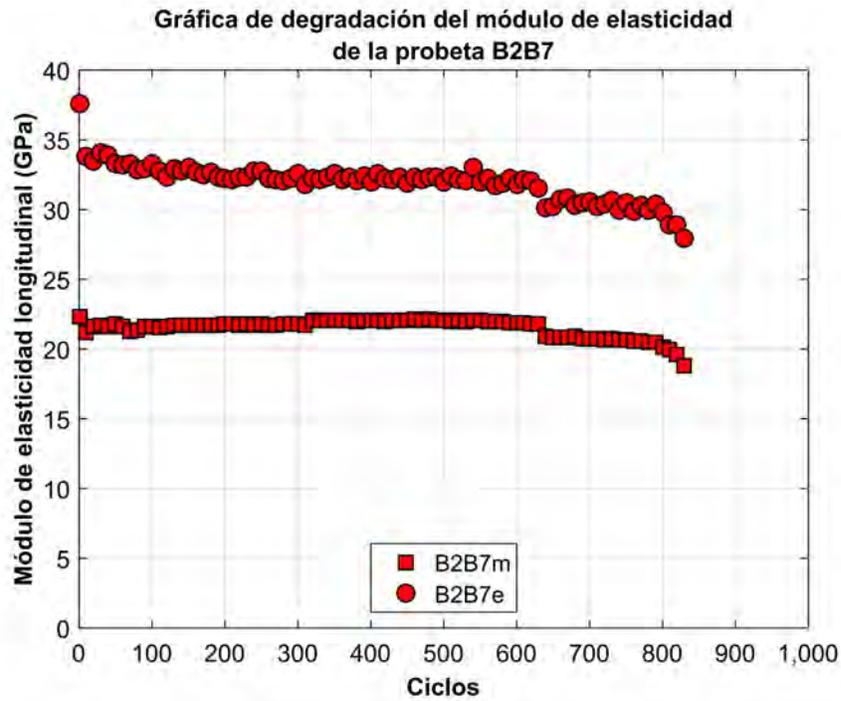


Figura D-6.3 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B2B7.

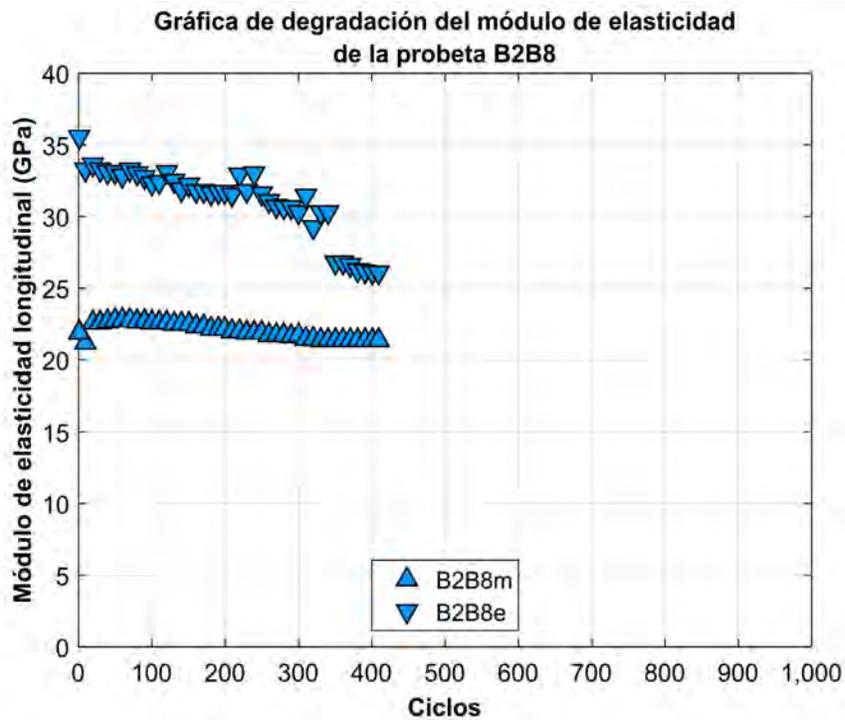


Figura D-6.4 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B2B8.

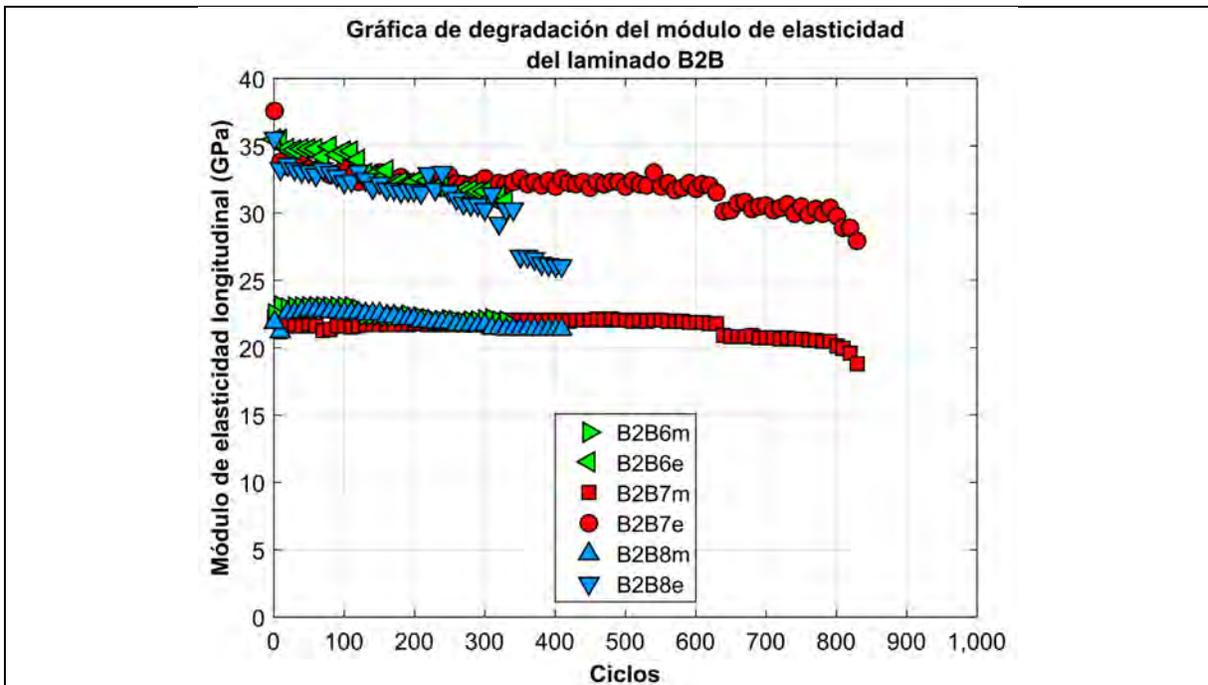


Figura D-6.5 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de todas las probetas del laminado B2B.

#### ▪ 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 ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ) permiten obtener el daño acumulado  $Daño_m$  y  $Daño_e$ , respectivamente. En las siguientes figuras se muestran la gráficas del  $Daño_m$  y  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado B2B, además, en la Figura D-6.12 se presenta una gráfica general del comportamiento del  $Daño_e$  de todas las probetas del laminado B2B.

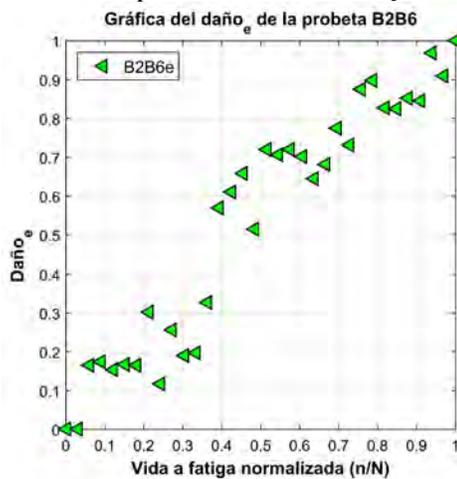


Figura D-6.6 Gráfica del  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B2B6.

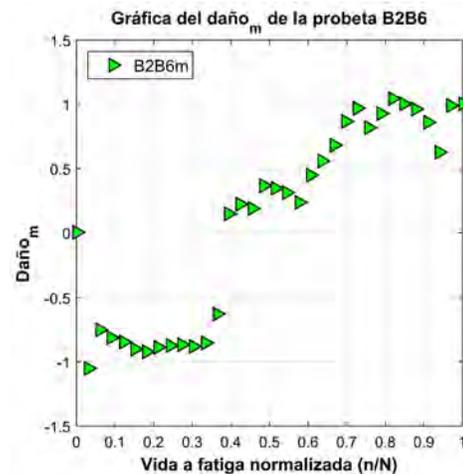


Figura D-6.7 Gráfica del  $Daño_m$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B2B6.

\*H. Mao y S. Mahadevan, «Fatigue damage modelling of composite materials,» *Composite Structures*, p. 6, 2002.

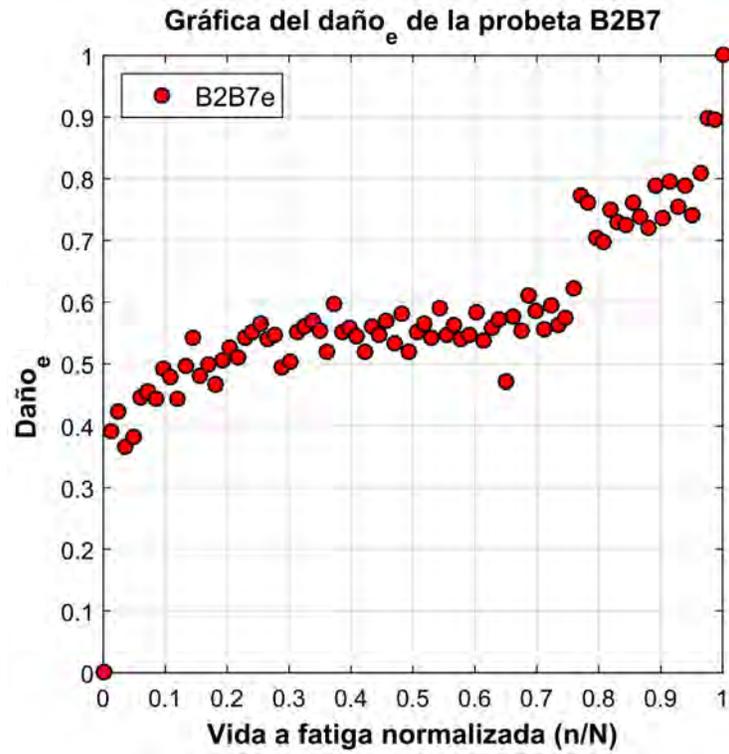


Figura D-6. 8 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B2B7

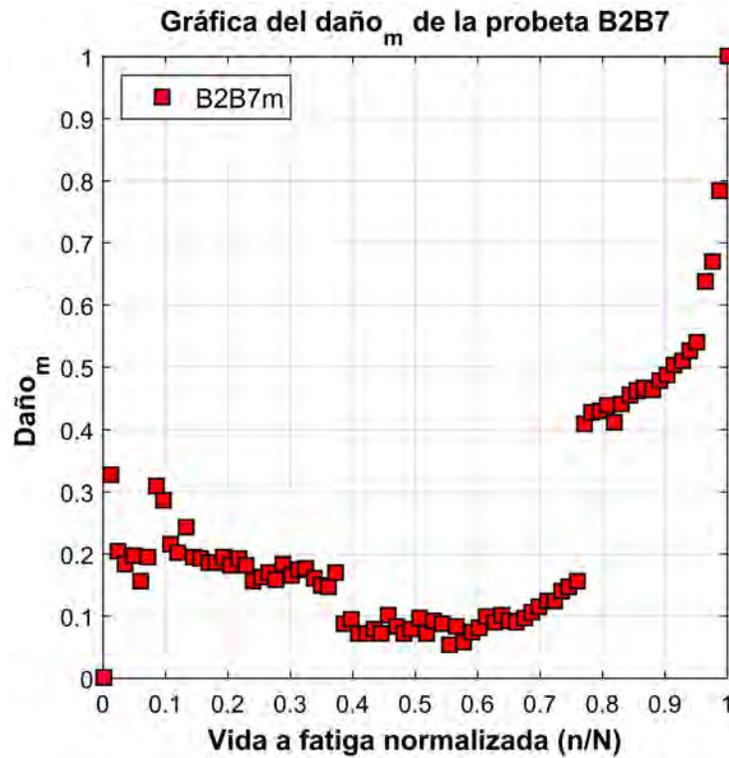


Figura D-6. 9 Gráfica del Daño<sub>m</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B2B7.

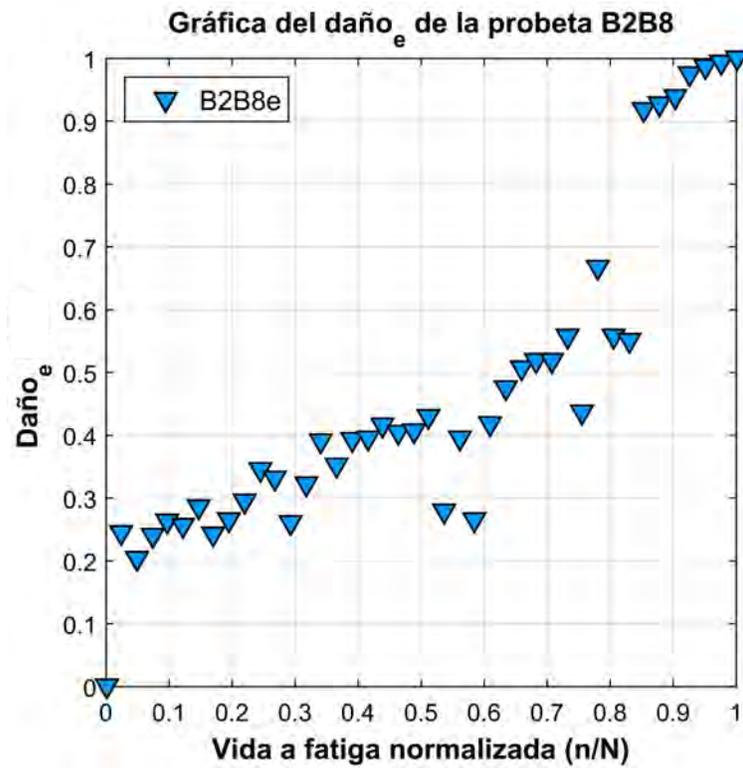


Figura D-6. 10 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B2B8.

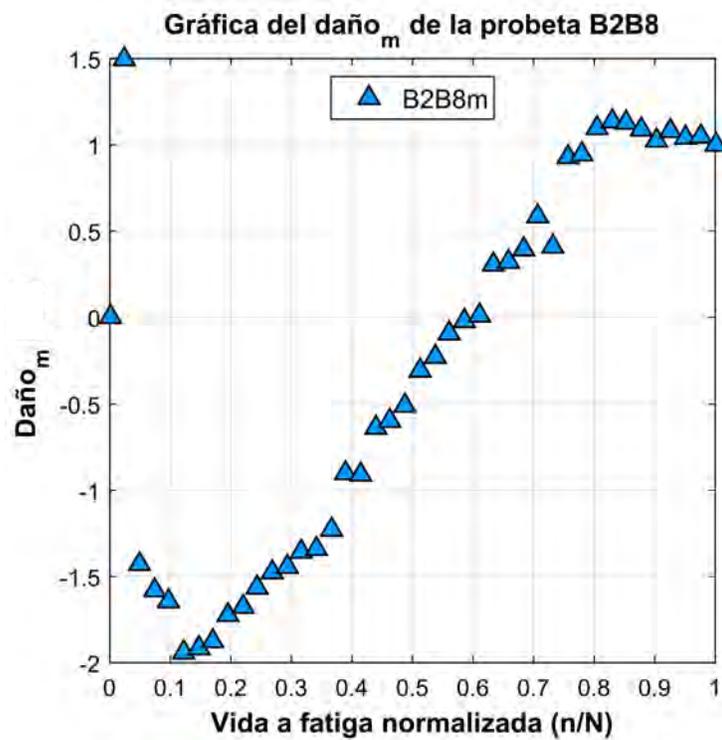


Figura D-6. 11 Gráfica del Daño<sub>m</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B2B8.

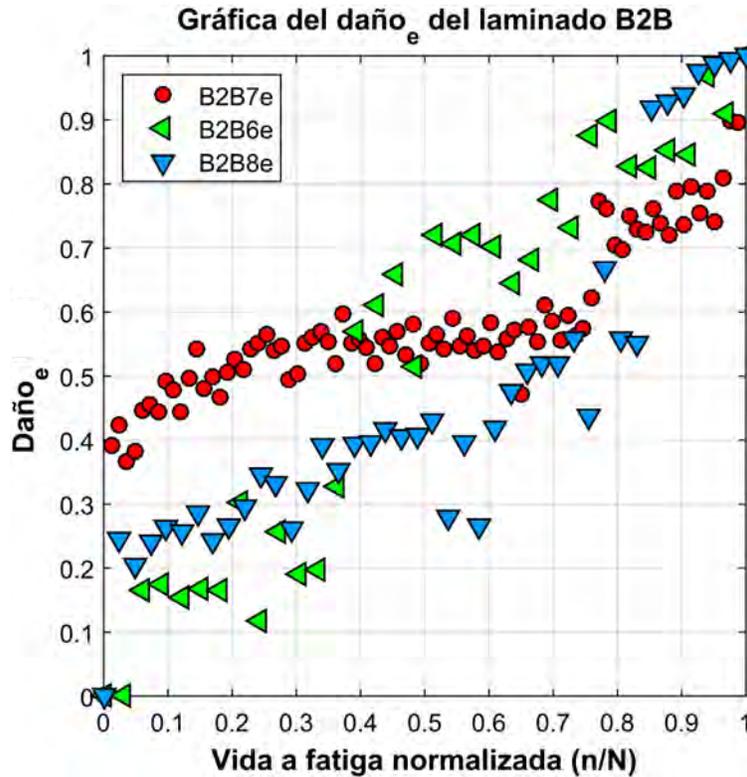


Figura D-6.12 Gráfica del  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de todas las probetas del laminado B2B.

▪ Modelo de acumulación del daño

El modelo fenomenológico seleccionado para describir la evolución del daño en los laminados de material compuesto es el propuesto por \*Shiri *et al.* y se basa en la degradación del módulo de elasticidad longitudinal:  $D = (E_0 - E_n)/(E_0 - E_f) = \sin qx \cdot \cos(q - p) / \sin q \cdot \cos(qx - p)$  donde,  $E_0$ ,  $E_n$  y  $E_f$  son los módulos de elasticidad longitudinal correspondientes al ciclo inicial, a “n” ciclos de carga, y al ciclo final, respectivamente. En  $x = n/N$ , n es el número de ciclos aplicados, N es la vida a fatiga, p y q son coeficientes dependientes del material compuesto.

En la Tabla D-6.7 se muestran los coeficientes p, q y determinación  $R^2$  del modelo \*Shiri para describir la evolución del  $Daño_e$  para cada probeta que pertenece al laminado B2B, los coeficientes se obtuvieron a través de un análisis de regresión no lineal por medio del método de mínimos cuadrados.

Tabla D-6.7 Valores de los coeficientes del modelo \*Shiri para el  $Daño_e$  de cada probeta del laminado B2B.

Probetas	Modelo *Shiri para el $Daño_e$		
	q	p	$R^2$
B2B6	0.0534	1.3904	0.9208
B2B7	2.9438	1.4889	0.8343
B2B8	2.2334	1.0560	0.8400

En las siguientes figuras se muestran las comparaciones entre las gráficas del  $Daño_e$  y la evolución del daño estimada por el modelo \*Shiri de cada probeta que pertenece al laminado B2B, además, en la Figura D-6.16 se presenta una gráfica general de comparación entre el  $Daño_e$  y la evolución del daño estimada por el modelo \*Shiri de todas las probetas del laminado B2B.

\*S. Shiri, M. Yazdani y M. Pourgol-Mohammad, «A fatigue damage accumulation model based on stiffness degradation of composite materials,» Materials and Design, nº 88, pp. 1290-1295, 2015.

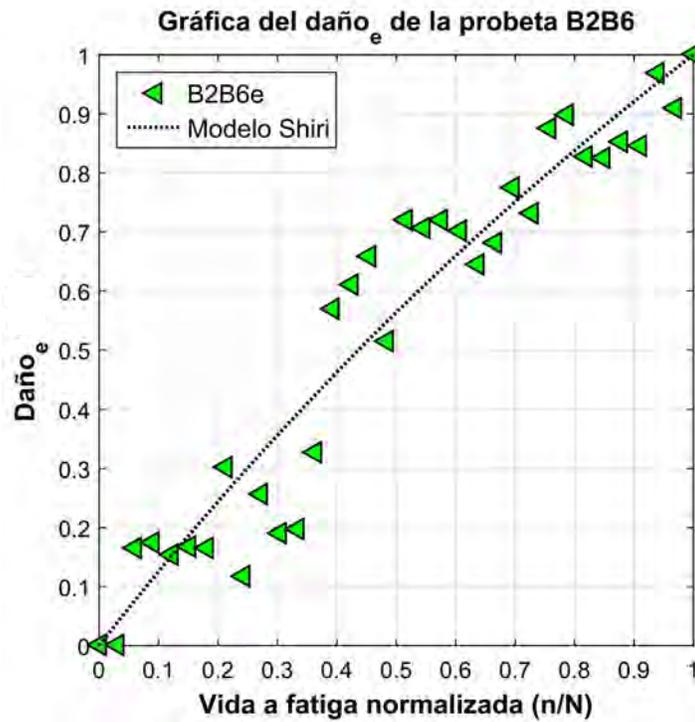


Figura D-6.13 Gráfica del Daño<sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B2B6.

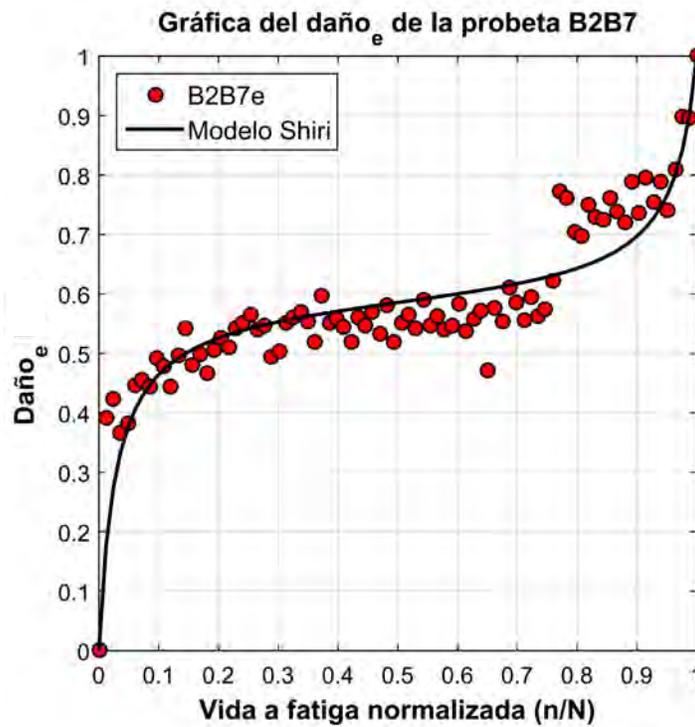


Figura D-6.14 Gráfica del Daño<sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B2B7.

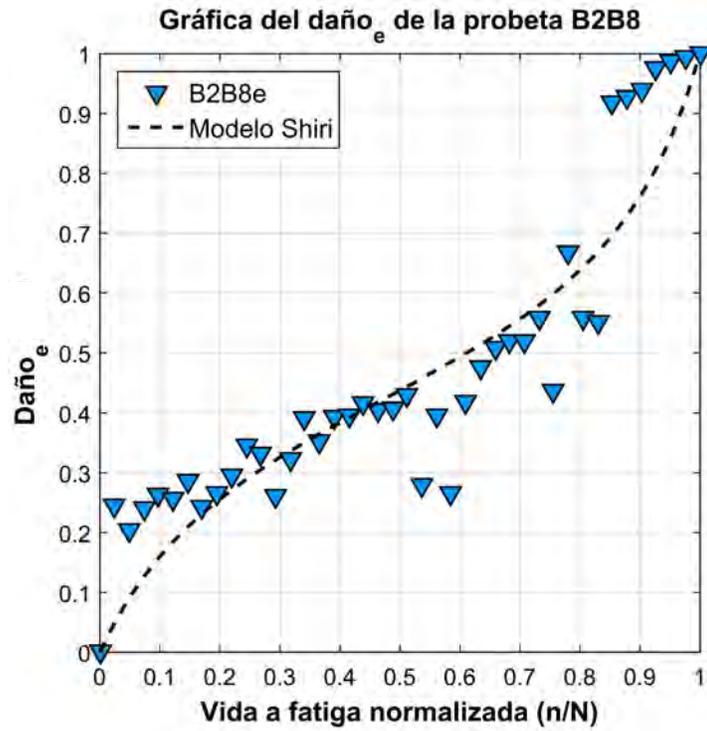


Figura D-6.15 Gráfica del Daño<sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B2B8.

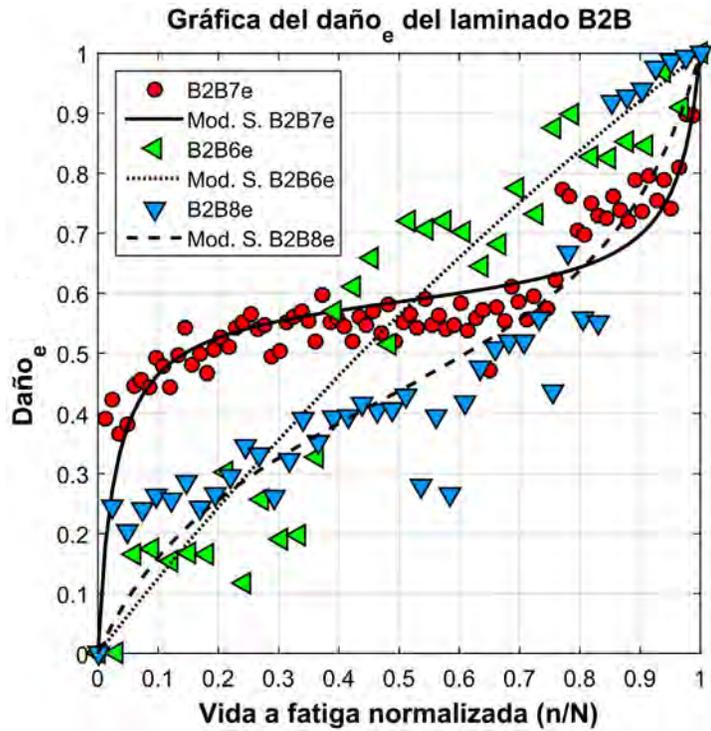
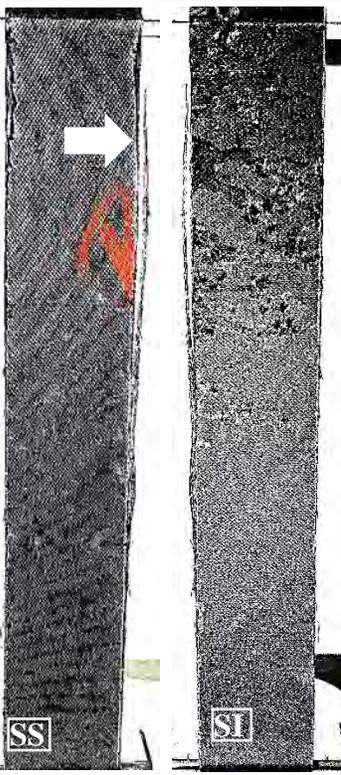
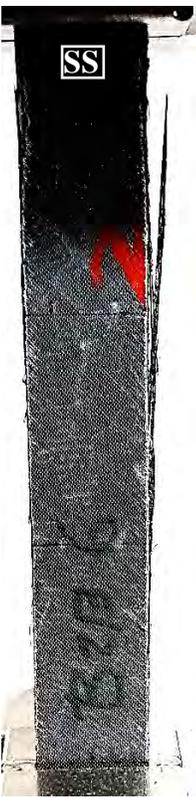
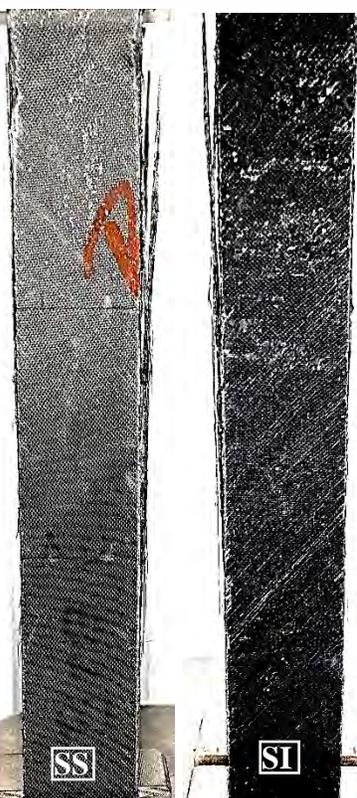
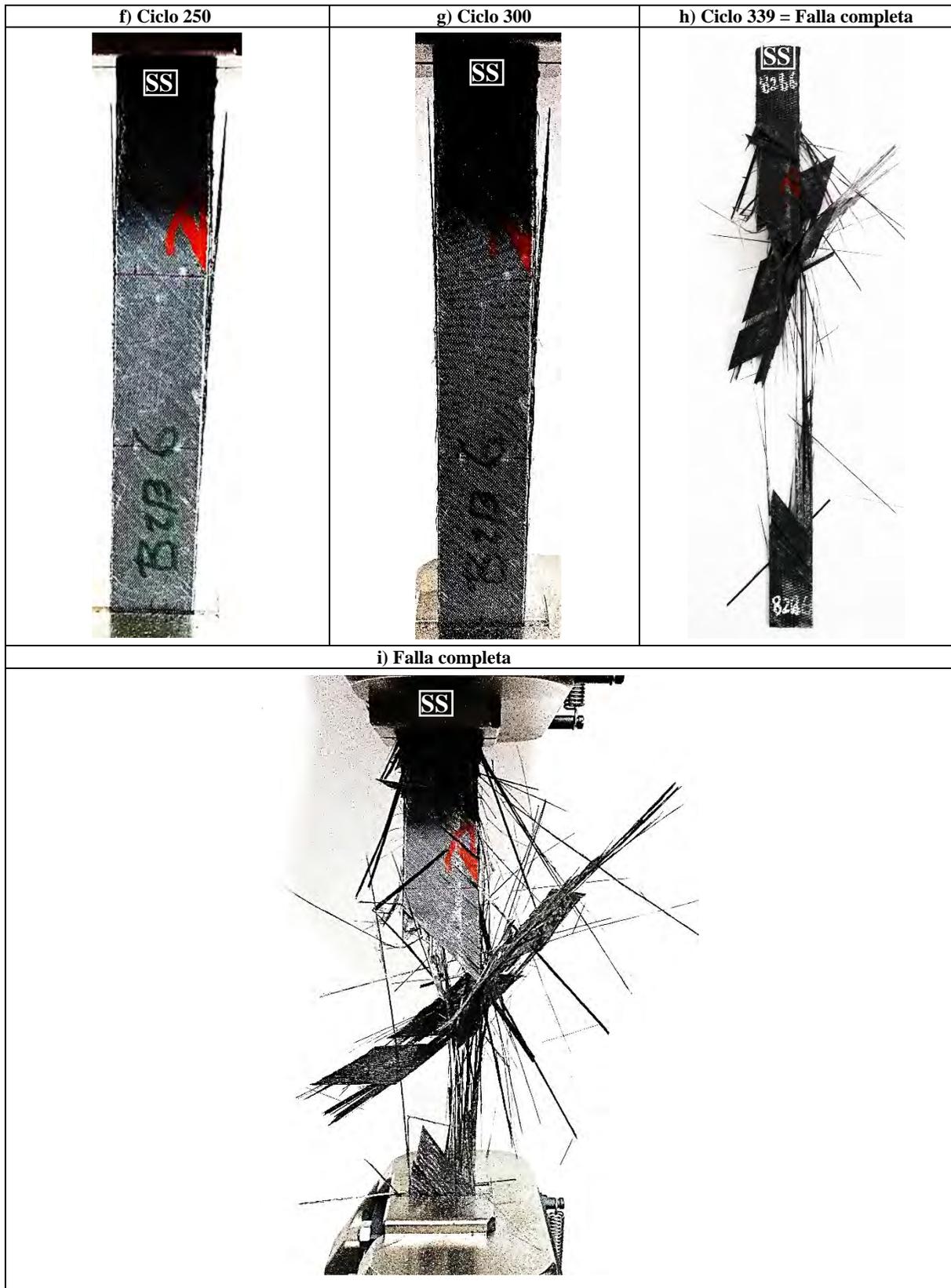
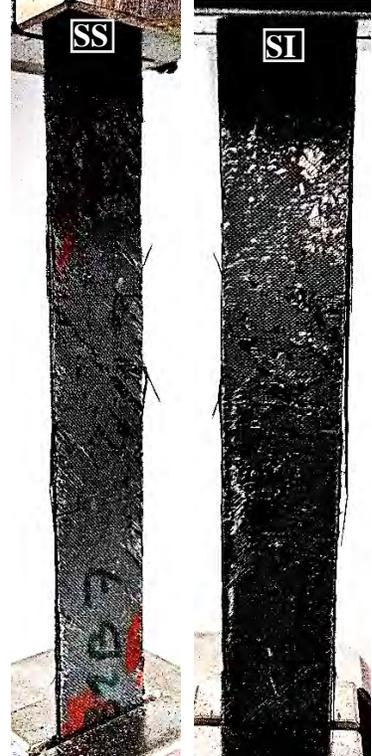
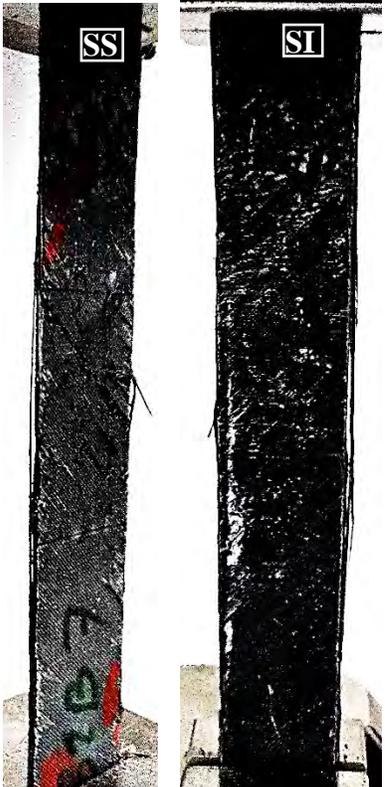
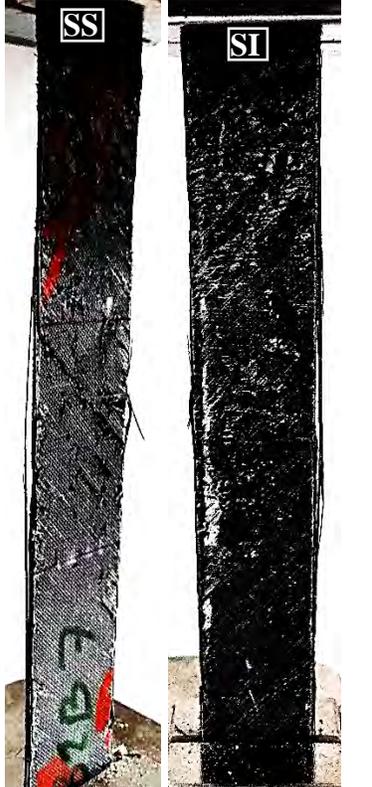


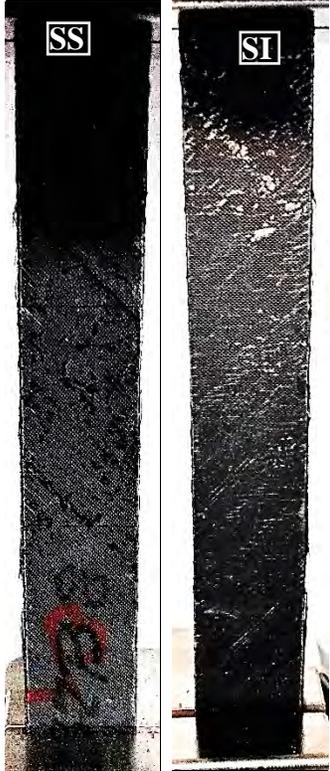
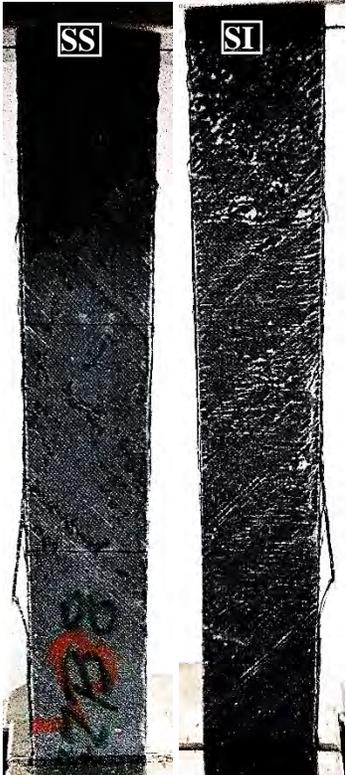
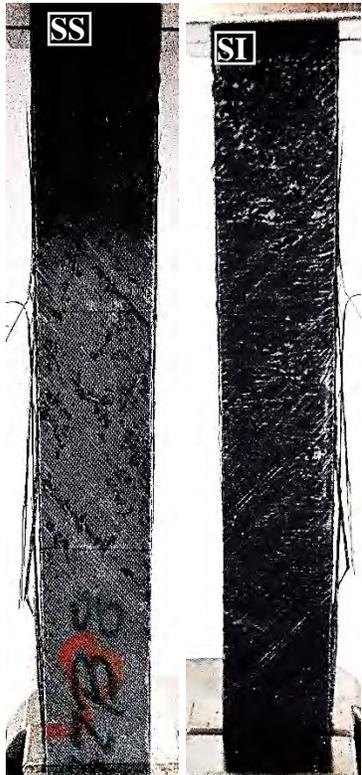
Figura D-6.16 Gráfica del Daño<sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de todas las probetas del laminado B2B.

Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta B2B6	a) Ciclo 0	b) Ciclo 50
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta B2B6 durante el ensayo a fatiga.</li> <li>• En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Antes de los 50 ciclos ocurre el desprendimiento de un grupo de fibras a 0° en la zona derecha (vista SS) del borde de la probeta.</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado.</li> <li>• La falla completa de la probeta es del tipo explosiva.</li> </ul>		
c) Ciclo 100	d) Ciclo 150	e) Ciclo 200
		



<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta B2B7</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>	<p>b) Ciclo 100</p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta B2B7 durante el ensayo a fatiga.</li> <li>• En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Entre los 600 y 700 ciclos ocurre el desprendimiento de una capa de fibra de la superficie inferior del laminado.</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado.</li> <li>• La falla completa de la probeta es del tipo explosiva.</li> </ul>		
<p>c) Ciclo 200</p>	<p>d) Ciclo 300</p>	<p>e) Ciclo 400</p>
		



<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta B2B8</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>	<p>b) Ciclo 50</p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta B2B8 durante el ensayo a fatiga.</li> <li>• En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Entre los 100 y 150 ciclos ocurre el desprendimiento de un grupo de fibras a 0° en la zona izquierda (vista SS) del borde de la probeta.</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado.</li> <li>• La falla completa de la probeta es del tipo explosiva.</li> </ul>		
<p>c) Ciclo 100</p>	<p>d) Ciclo 150</p>	<p>e) Ciclo 200</p>
		



## Anexo D-7. Laminado B3A

<b>Laminado:</b>	B3A	<b>Secuencia de apilado:</b>	[+45/-45/0/0/-45/+45]	<b>Ensayo:</b>	Fatiga
------------------	-----	------------------------------	-----------------------	----------------	--------

### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla D-7.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B3A.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
B3A4	149	50	25.396	1.087
B3A5	150	50	25.736	1.147
B3A7	150	50	25.617	1.140
B3A8	150	50	24.644	1.067

### Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura D-7.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplica a cada probeta del laminado B3A.

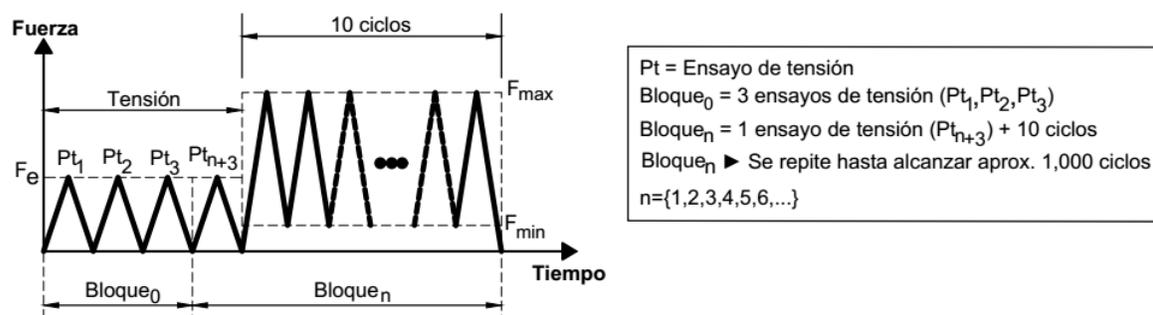


Figura D-7.1 Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga en el laminado B3A.

#### ▪ Tensión

<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	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 D-7.2) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla D-7.2 Procedimiento para determinar  $F_e$  en el laminado B3A.

Determinación de $F_e$ en el laminado B3A		
Probetas	(*) $F_{ruptura}$ (N)	(**) $F_{0.3\%}$ (N)
B3A2	17,860.600	3,472.090
B3A3	19,971.120	2,988.672
B3A9	20,172.310	3,508.123
promedio	19,334.677	3,322.962
porcentaje (%)	100	17.187
se agrega el porcentaje (%)		+ 10
	$F_e$ (%)	27.187
	$F_e$ (N)	<b>5,256.429</b>
(*) 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.		

<b>▪ Ciclos (Curva cíclica)</b>				
<b>Método de ensayo de fatiga:</b>	ASTM D3479	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST	
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Frecuencia:</b>	2 ciclos/min	
<b>Forma:</b>	Triangular	<b>Amplitud:</b>	Constante	<b>Parámetro de control:</b> Esfuerzo (Fuerza)
<b>Razón de carga:</b>	0.1	<b>Esfuerzo máximo:</b>	75% $\sigma_u$	

Tabla D-7.3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado B3A.

<b>Control de la carga cíclica</b>			
(*) $\sigma_u = 695.316$ MPa			
<b>Probetas</b>	<b>75% <math>\sigma_u</math> (MPa)</b>	<b><math>F_{max}</math> (N)</b>	<b><math>F_{min}</math> (N)</b>
<b>B3A4</b>	521.487	14,397.620	1,439.762
<b>B3A5</b>	521.487	15,395.627	1,539.563
<b>B3A7</b>	521.487	15,229.274	1,522.927
<b>B3A8</b>	521.487	13,714.578	1,371.458

(\*)Esfuerzo último del laminado considerando la alineación vertical inicial.

**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 de dos medios: el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ). En las siguientes tablas se presentan los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado B3A, además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

Tabla D-7.4 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B3A4.

<b>Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B3A4</b>				
<b>Ensayo tensión (<math>Pt_n</math>)</b>	<b>Bloque<sub>n</sub></b>	<b>Ciclos</b>	<b><math>E_m</math> (GPa)</b>	<b><math>E_e</math> (GPa)</b>
1	0	0	25.598	42.106
2	0	0	28.818	41.243
3	0	0	28.984	41.878
4	1	0	28.819	42.414
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			28.874	41.910
5	2	10	27.981	38.958
6	3	20	28.674	38.891
7	4	30	28.663	38.642
8	5	40	28.641	38.510
9	6	50	28.573	37.841
10	7	60	28.554	38.067
11	8	70	28.461	38.447
12	9	80	28.507	37.916
13	10	90	28.482	38.658
14	11	100	28.401	38.427
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
557	554	5,530	21.304	27.419
	554	<b>5,537</b>	<b>Falla completa</b>	

Tabla D-7.5 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B3A5.

<b>Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B3A5</b>				
<b>Ensayo tensión (<math>Pt_n</math>)</b>	<b>Bloque<sub>n</sub></b>	<b>Ciclos</b>	<b><math>E_m</math> (GPa)</b>	<b><math>E_e</math> (GPa)</b>
1	0	0	23.926	40.717
2	0	0	27.600	40.552
3	0	0	27.772	40.600
4	1	0	28.022	40.634
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			27.798	40.626
5	2	10	26.898	37.159
6	3	20	27.342	37.510
7	4	30	27.501	36.405
8	5	40	27.434	35.814
9	6	50	27.589	36.834
10	7	60	27.632	37.029
11	8	70	27.561	36.575
12	9	80	27.608	36.052
13	10	90	27.595	35.737
14	11	100	27.597	35.623
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
422	419	4,180	20.641	25.659
	419	<b>4,186</b>	<b>Falla completa</b>	

Tabla D-7.6 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B3A7.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B3A7				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	25.963	40.209
2	0	0	29.862	41.475
3	0	0	30.012	41.471
4	1	0	30.100	41.502
Inicio ( $E_{prom}$ )			29.991	41.164
5	2	10	29.373	38.402
6	3	20	29.379	38.126
7	4	30	29.461	38.191
8	5	40	29.377	38.315
9	6	50	29.269	38.432
10	7	60	29.259	38.280
11	8	70	29.187	37.998
12	9	80	29.203	37.863
13	10	90	29.218	37.637
14	11	100	29.142	37.897
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
386	383	3,820	20.614	26.369
	383	<b>3,826</b>	<b>Falla completa</b>	

Tabla D-7.7 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B3A8.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B3A8				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	23.648	39.006
2	0	0	27.447	39.229
3	0	0	27.845	39.312
4	1	0	28.067	39.395
Inicio ( $E_{prom}$ )			27.786	39.235
5	2	10	27.165	37.883
6	3	20	28.408	37.294
7	4	30	28.496	37.238
8	5	40	28.392	36.900
9	6	50	28.428	36.926
10	7	60	28.390	36.981
11	8	70	28.344	36.897
12	9	80	28.375	36.729
13	10	90	28.415	36.903
14	11	100	28.429	35.929
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
270	267	2,660	19.871	25.829
	267	<b>2,669</b>	<b>Falla completa</b>	

▪ Degradación del módulo de elasticidad

En las siguientes figuras se muestran las gráficas de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de cada probeta que pertenece al laminado B3A, además, en la Figura D-7.6 se presenta una gráfica general con el comportamiento de la degradación del módulo de elasticidad longitudinal de todas las probetas del laminado B3A.

Gráfica de degradación del módulo de elasticidad de la probeta B3A8

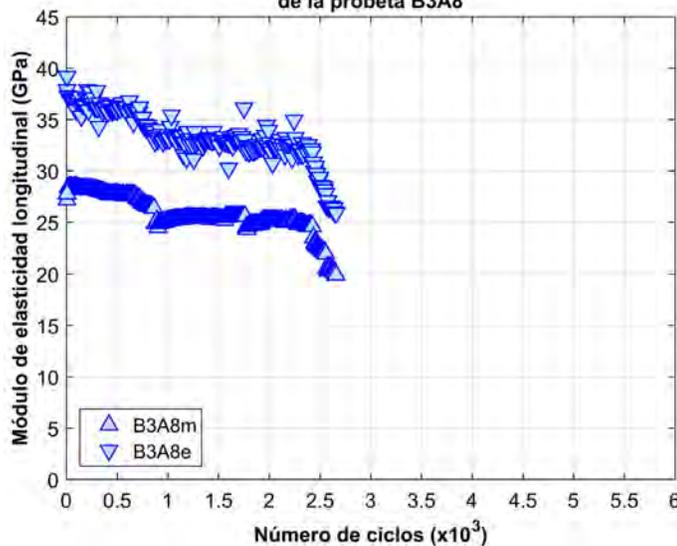


Figura D-7.2 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B3A8.

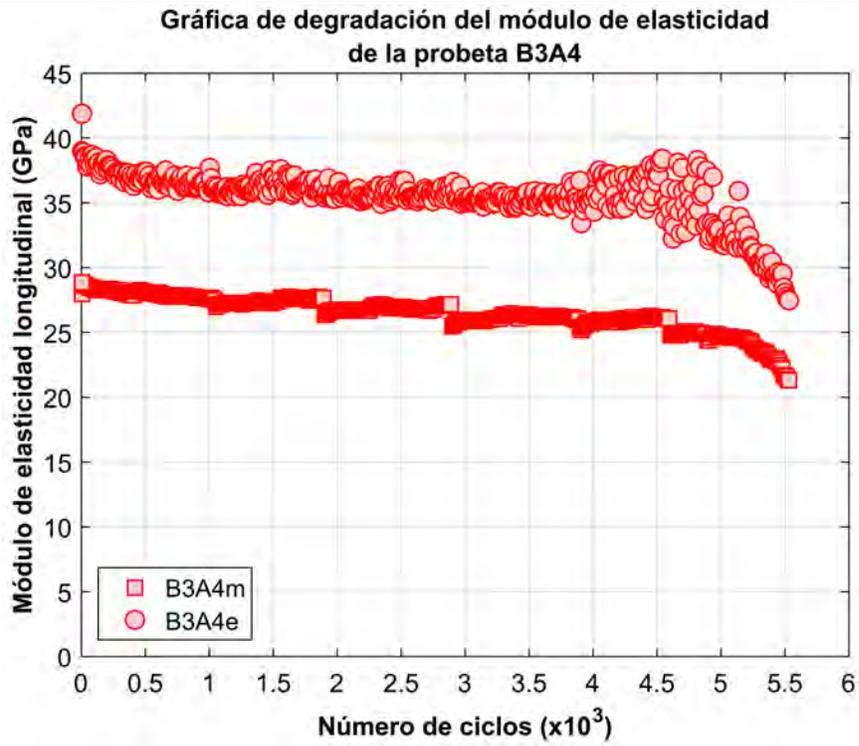


Figura D-7.3 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B3A4.

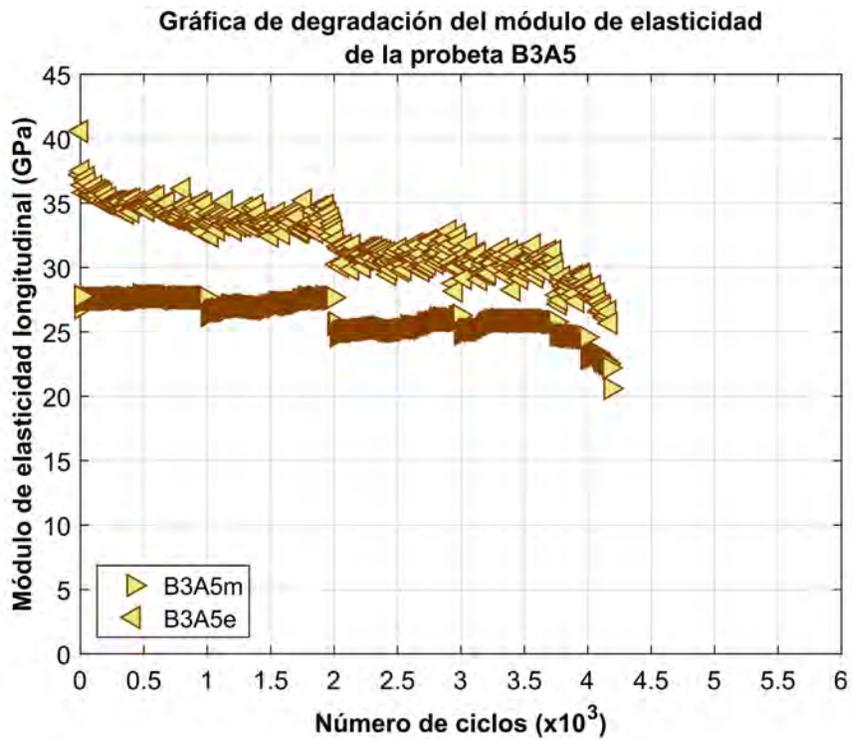


Figura D-7.4 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B3A5.

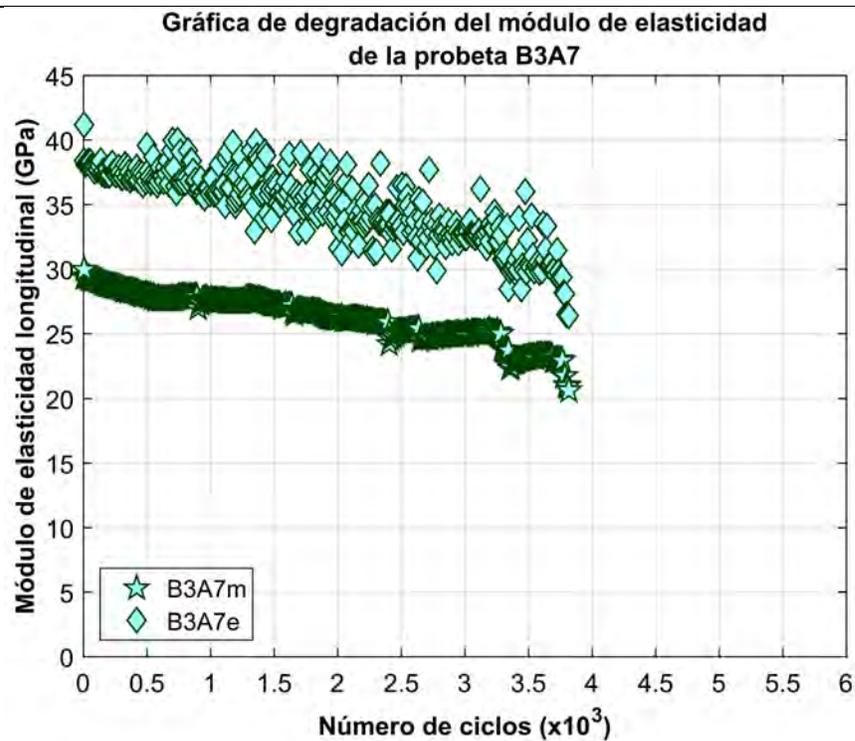


Figura D-7.5 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B3A7.

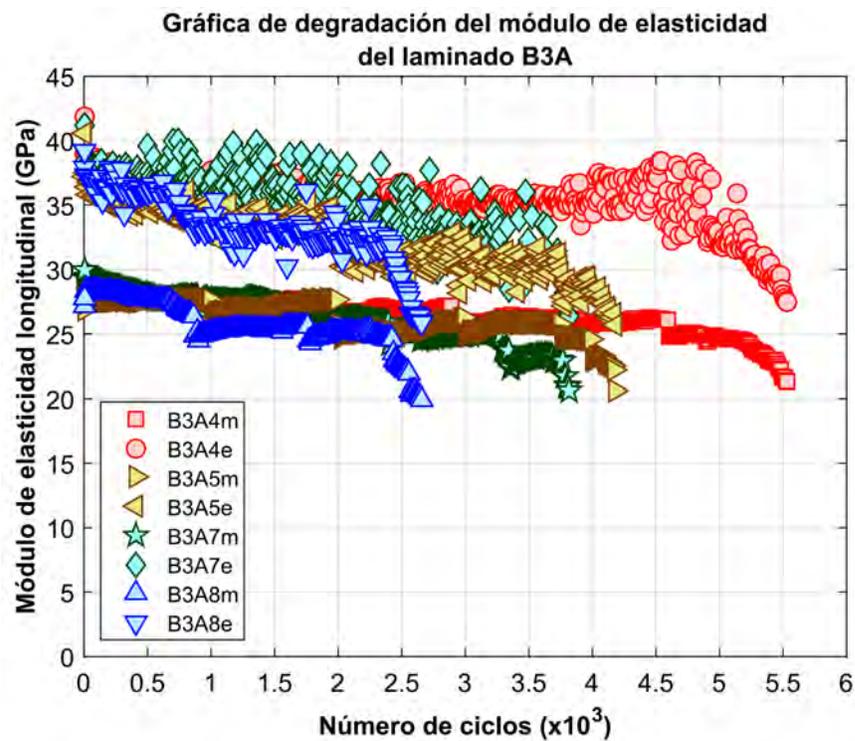


Figura D-7.6 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de todas las probetas del laminado B3A.

▪ **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 ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ) permiten obtener el daño acumulado  $Daño_m$  y  $Daño_e$ , respectivamente. En las siguientes figuras se muestran las gráficas del  $Daño_m$  y  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado B3A.

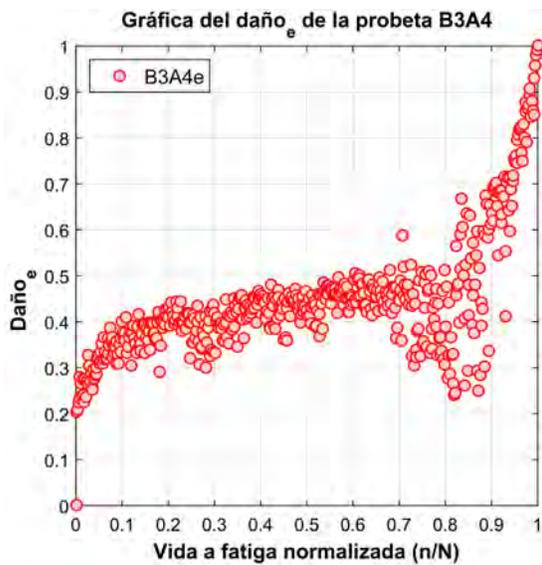


Figura D-7.7 Gráfica del  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3A4.

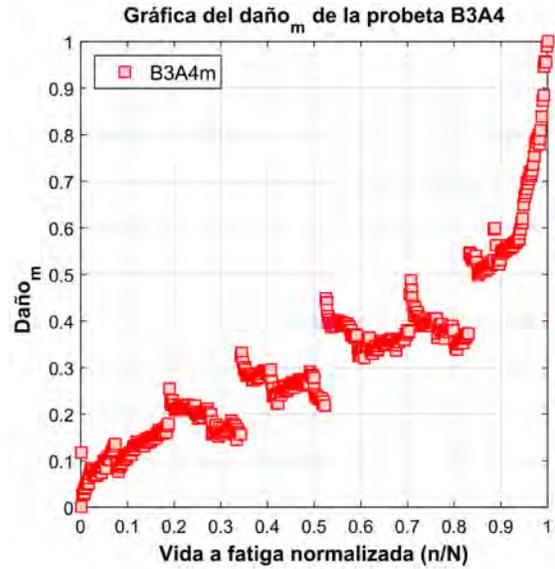


Figura D-7.8 Gráfica del  $Daño_m$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3A4.

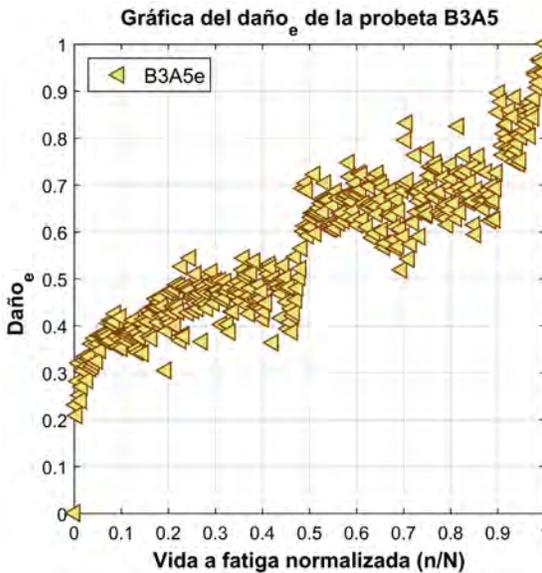


Figura D-7.9 Gráfica del  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3A5.

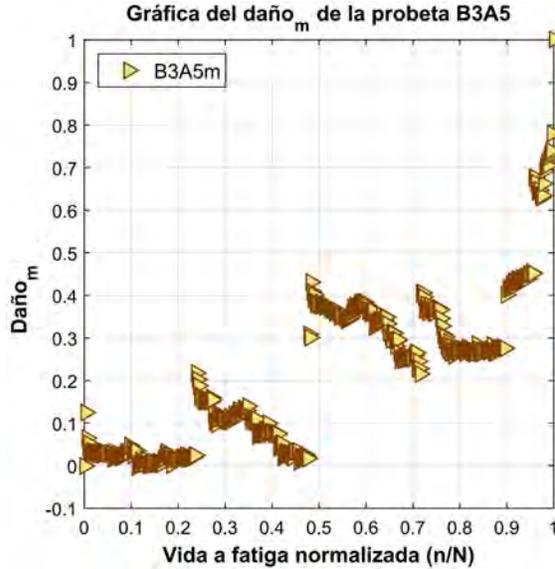


Figura D-7.10 Gráfica del  $Daño_m$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3A5.

\*H. Mao y S. Mahadevan, «Fatigue damage modelling of composite materials,» *Composite Structures*, p. 6, 2002.

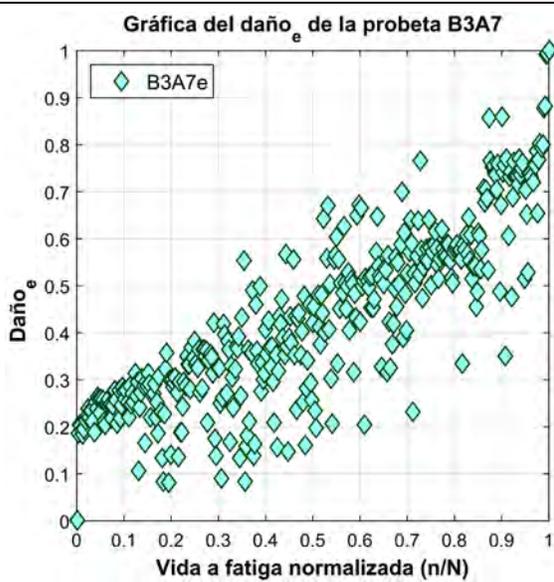


Figura D-7.11 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3A7.

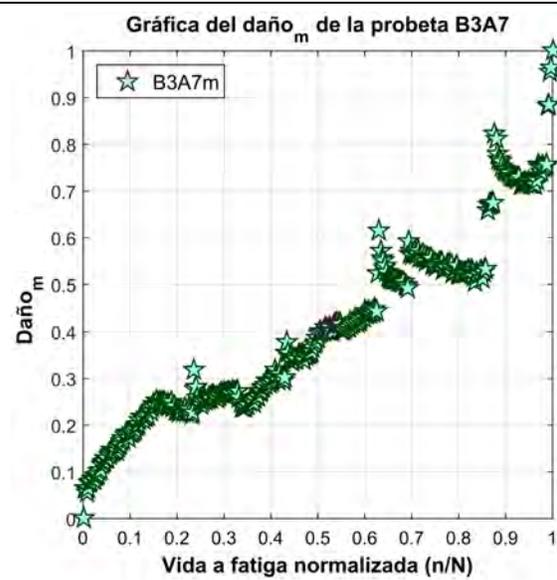


Figura D-7.12 Gráfica del Daño<sub>m</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3A7.

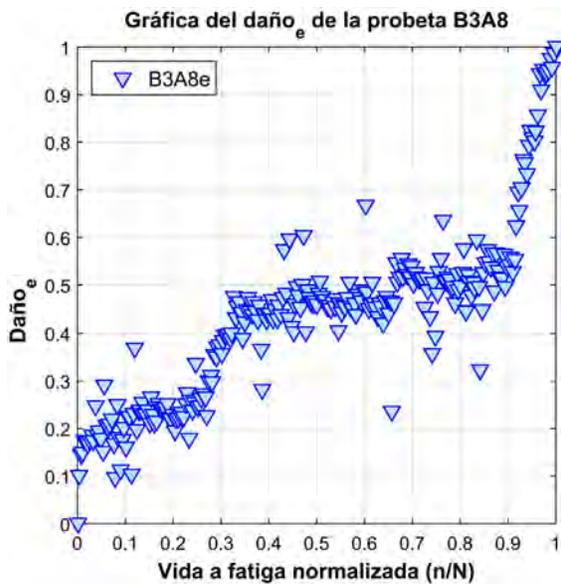


Figura D-7.13 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3A8.

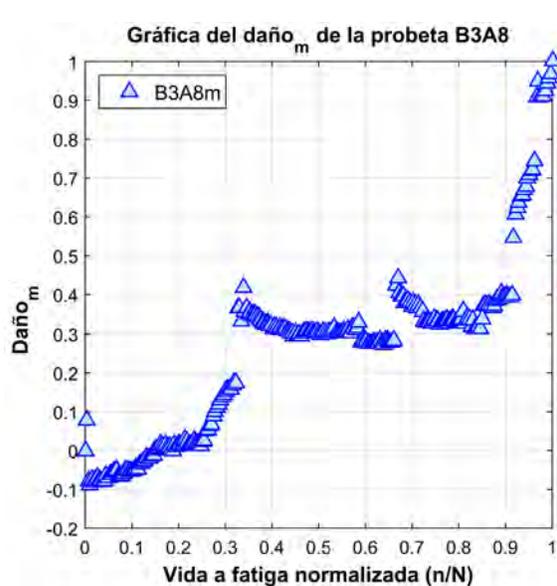


Figura D-7.14 Gráfica del Daño<sub>m</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3A8.

#### ▪ Modelo de acumulación del daño

El modelo fenomenológico seleccionado para describir la evolución del daño en los laminados de material compuesto es el propuesto por \*Shiri *et al.* y se basa en la degradación del módulo de elasticidad longitudinal:  $D = (E_0 - E_n)/(E_0 - E_f) = \sin qx \cdot \cos(q - p) / \sin q \cdot \cos(qx - p)$  donde,  $E_0$ ,  $E_n$  y  $E_f$  son los módulos de elasticidad longitudinal correspondientes al ciclo inicial, a "n" ciclos de carga, y al ciclo final, respectivamente. En  $x = n/N$ ,  $n$  es el número de ciclos aplicados,  $N$  es la vida a fatiga,  $p$  y  $q$  son coeficientes dependientes del material compuesto.

En la Tabla D-7.8 se muestran los coeficientes  $p$ ,  $q$  y determinación  $R^2$  del modelo \*Shiri para describir la evolución del  $Daño_e$  de cada probeta del laminado B3A, los coeficientes se obtuvieron a través de un análisis de regresión no lineal por medio del método de mínimos cuadrados.

Tabla D-7.8 Valores de los coeficientes del modelo \*Shiri para el  $Daño_e$  de cada probeta del laminado B3A.

Probetas	Modelo *Shiri para el $Daño_e$		
	$q$	$p$	$R^2$
B3A4	2.9656	1.4719	0.7038
B3A5	2.7702	1.4116	0.8031
B3A7	2.6497	1.2839	0.7069
B3A8	2.7107	1.3209	0.8554

En las siguientes figuras se muestran las comparaciones entre las gráficas del  $Daño_e$  y la evolución del daño estimada por el modelo \*Shiri para cada probeta del laminado B3A.

\*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.

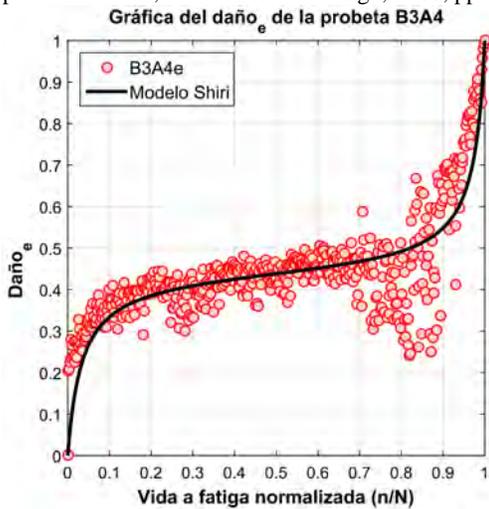


Figura D-7.15 Gráfica del  $Daño_e$  y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3A4.

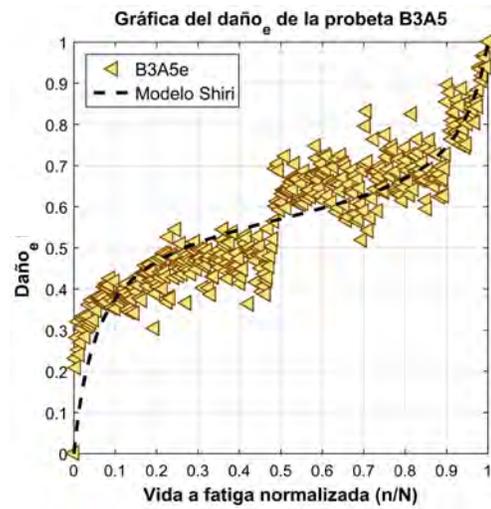


Figura D-7.16 Gráfica del  $Daño_e$  y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3A5.

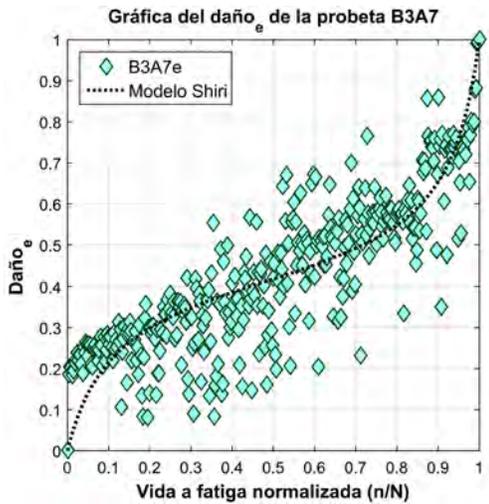


Figura D-7.17 Gráfica del  $Daño_e$  y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3A7.

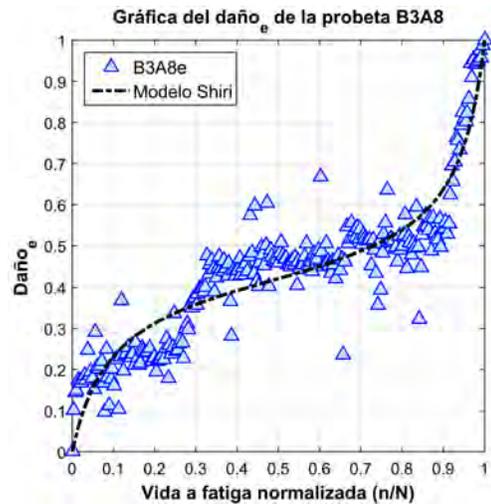


Figura D-7.18 Gráfica del  $Daño_e$  y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3A8.

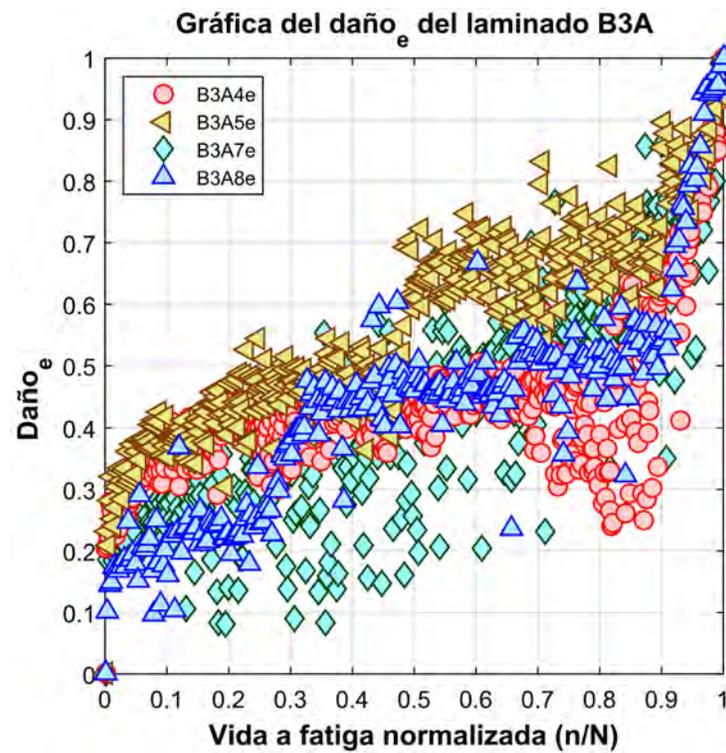


Figura D-7.19 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de todas las probetas del laminado B3A.

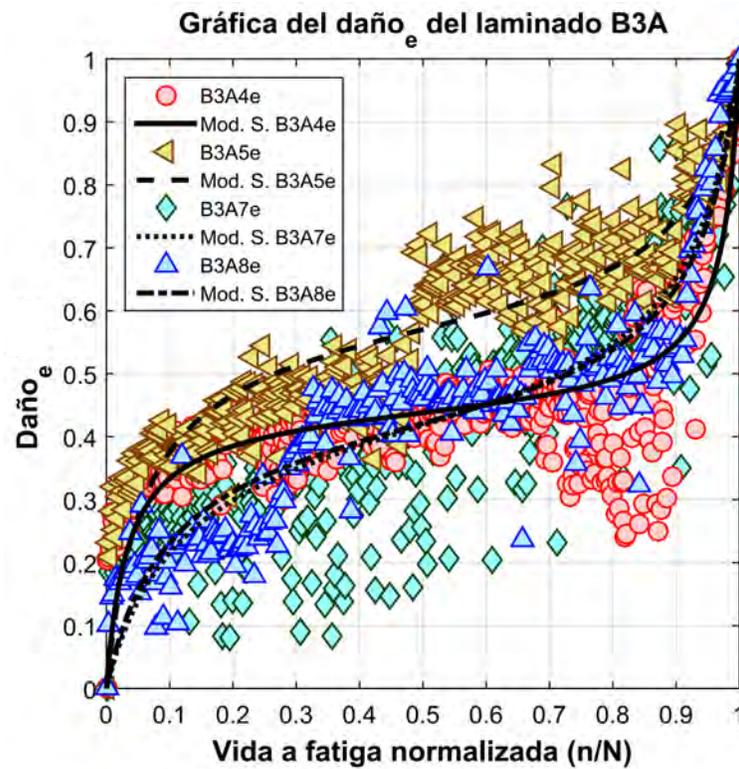
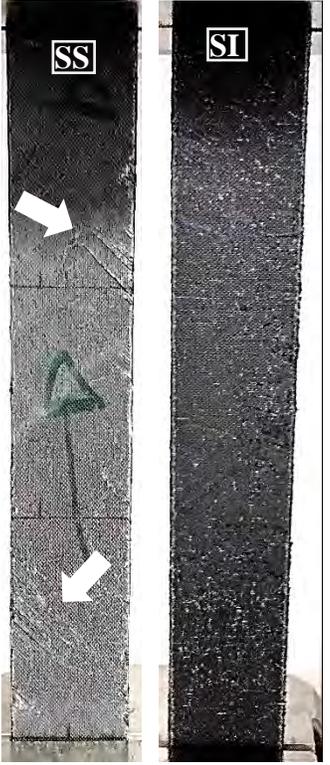
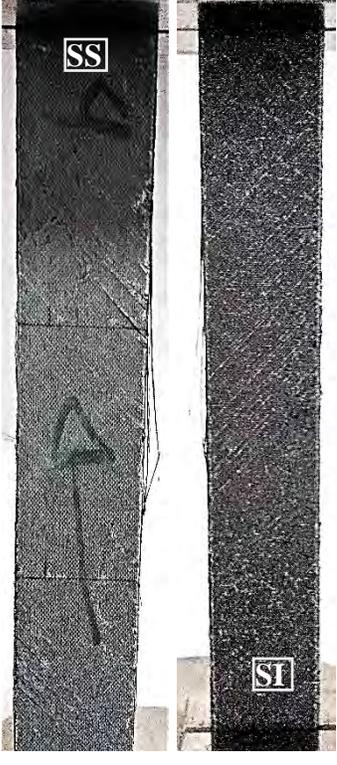
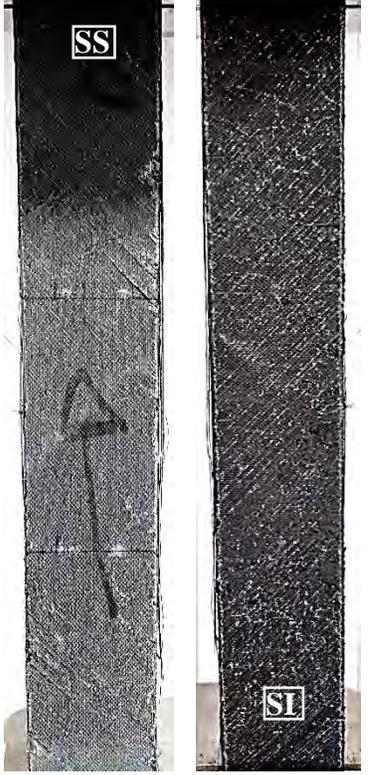
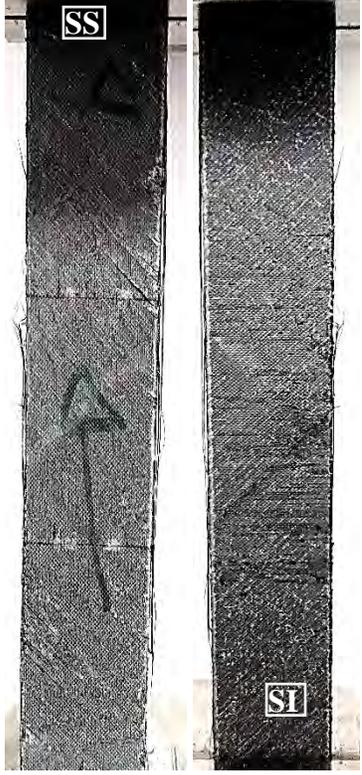
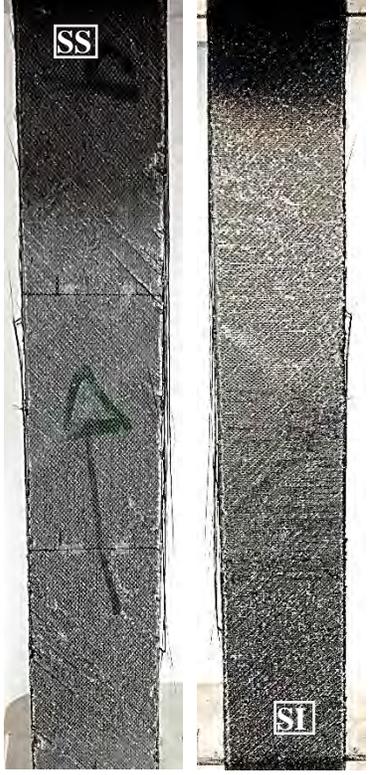
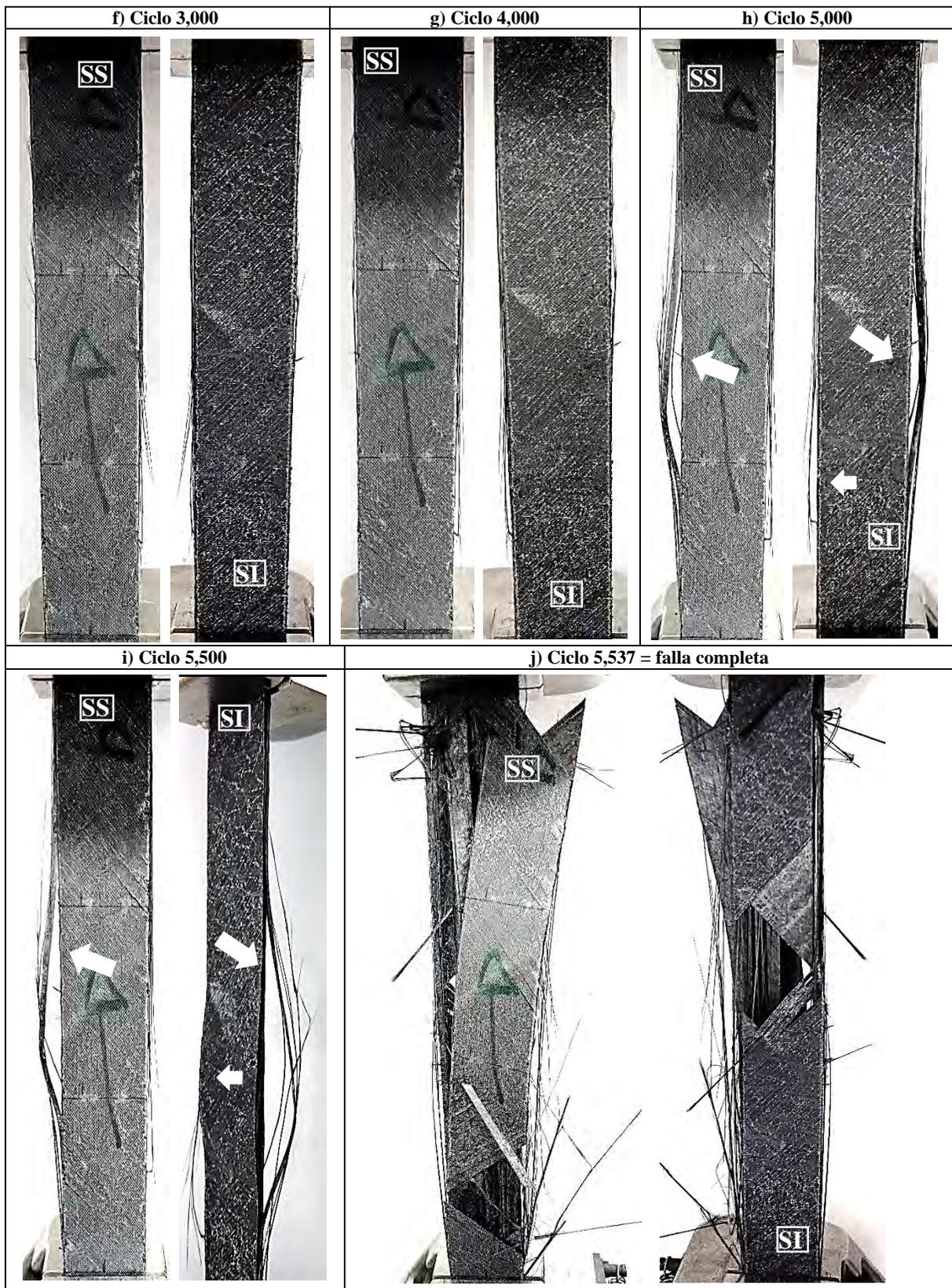
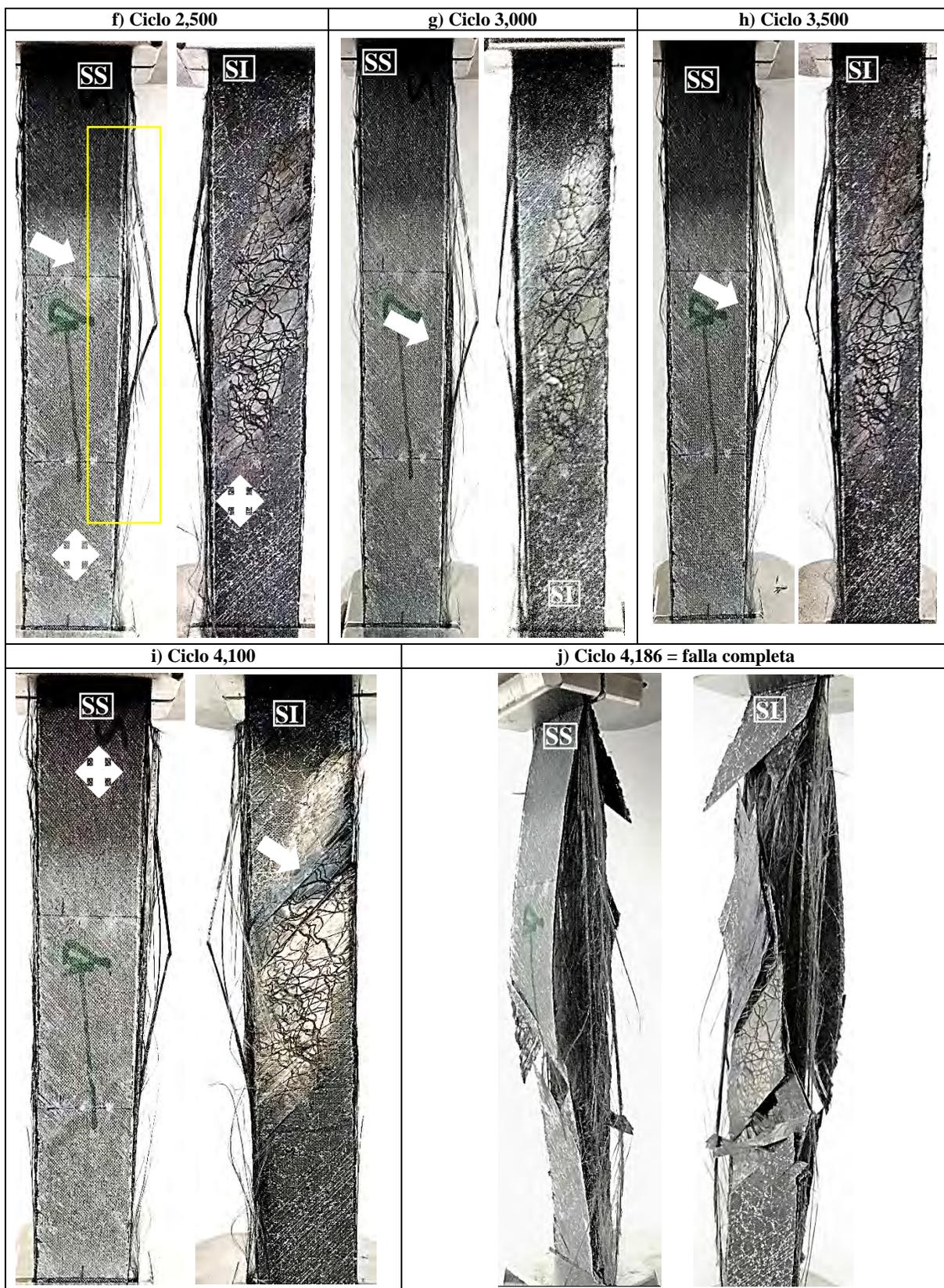


Figura D-7.20 Gráfica del Daño<sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de todas las probetas del laminado B3A.

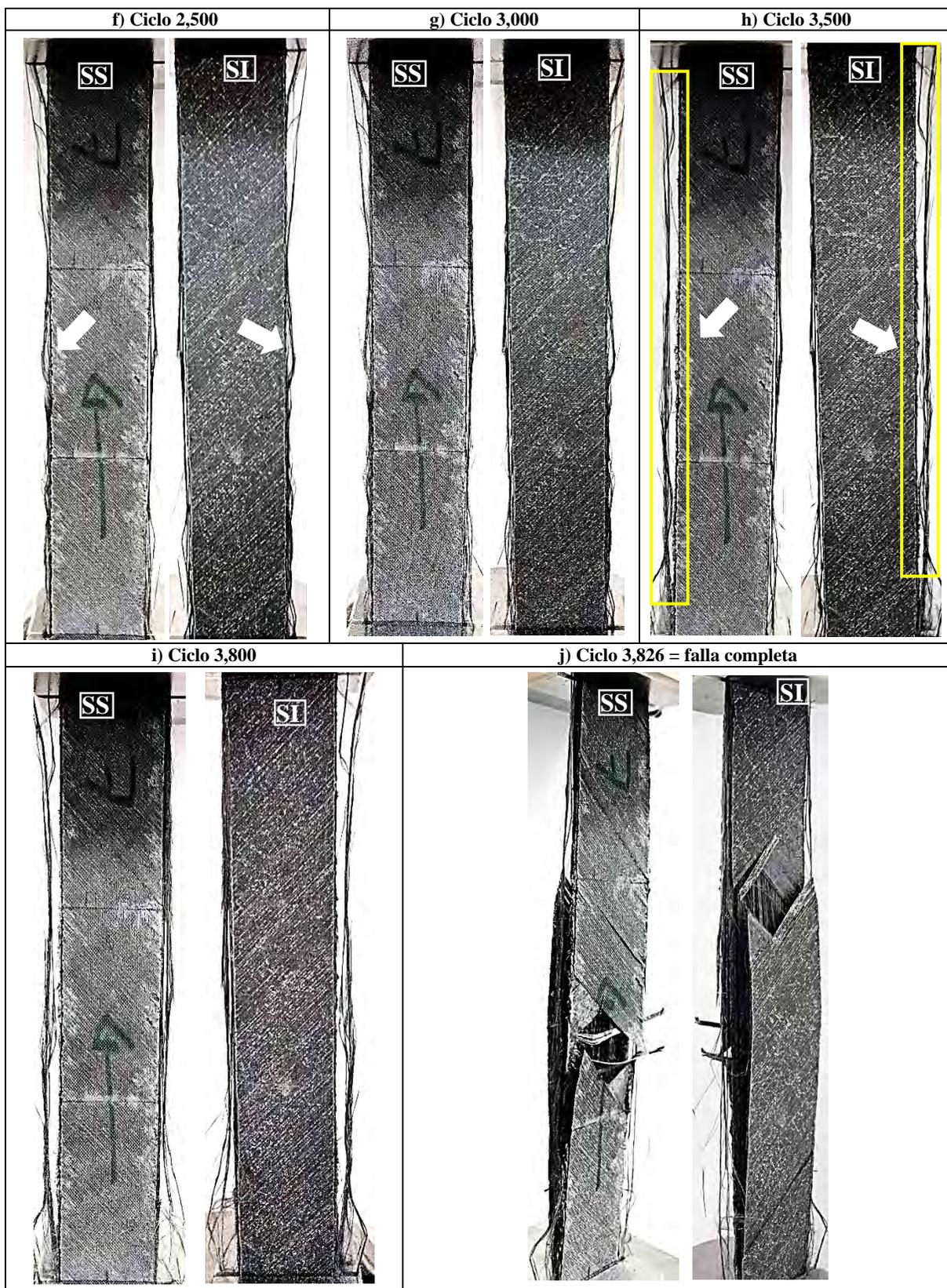
<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta B3A4</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>	<p>b) Ciclo 100</p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta B3A4 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Se presentan defectos iniciales en los bordes de la probeta, los cuales se provocaron durante el proceso de corte para obtener la geometría rectangular.</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado.</li> <li>• Entre los 4,000 y 5,000 ciclos se genera una ruptura severa de grupos de fibras a 0° y delaminación, los cuales ocasionan una variación en la medición del extensómetro.</li> <li>• La falla completa de la probeta es del tipo explosiva.</li> </ul>		
<p>c) Ciclo 500</p>	<p>d) Ciclo 1,000</p>	<p>e) Ciclo 2,000</p>
		



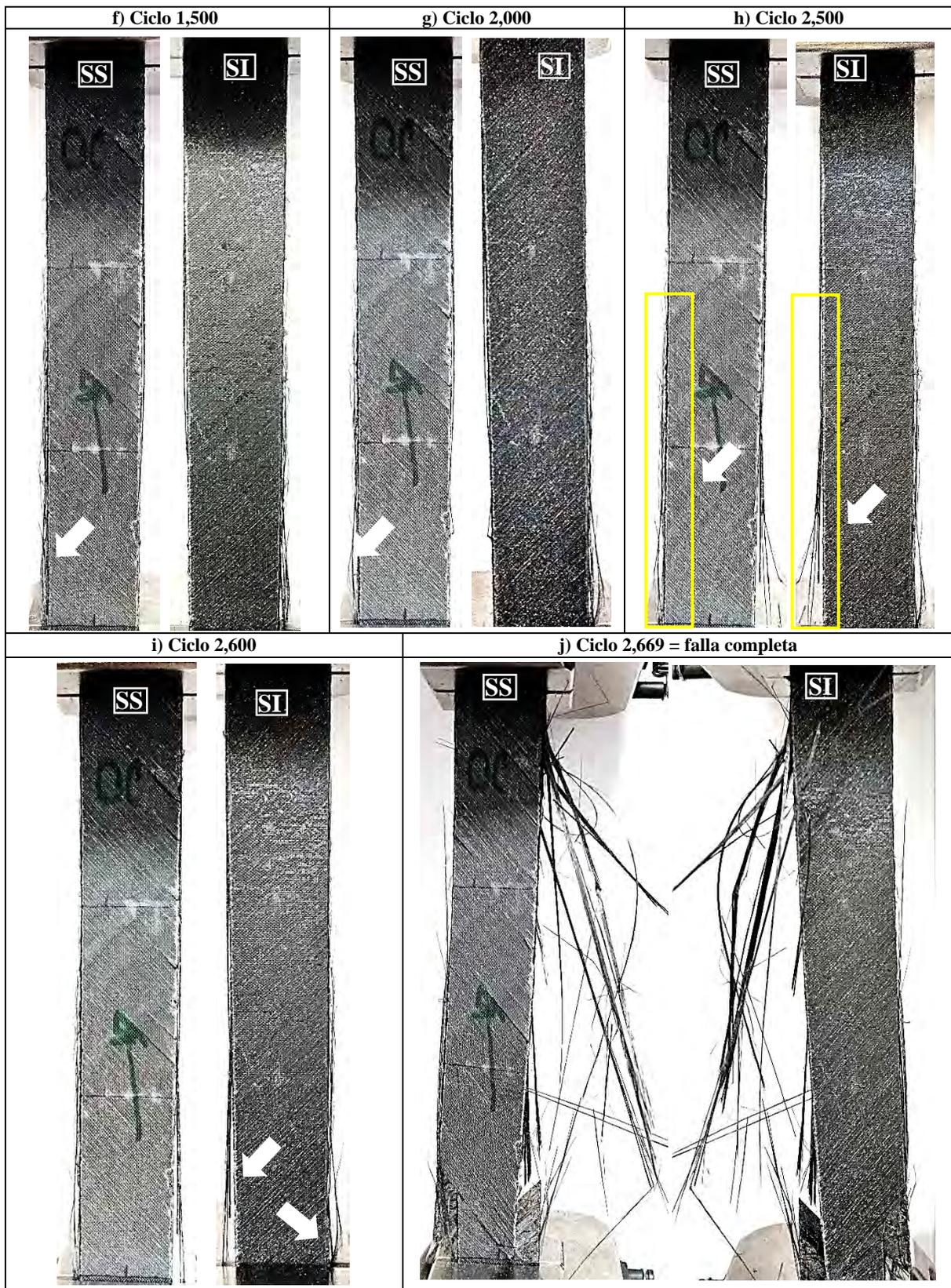
<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta B3A5</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>	<p>b) Ciclo 150</p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta B3A5 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Se presentan defectos iniciales en los bordes de la probeta y falta de impregnación de resina en una región de fibras de la superficie inferior (SI).</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la degradación de grupos de fibras a 0° en los bordes y también incrementa la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado.</li> <li>• Aprox. a los 2,000 ciclos se genera una ruptura severa de grupos de fibras a 0°.</li> </ul> <p>Antes de fallar de forma explosiva, se observa a los 4,100 ciclos una mayor degradación de grupos de fibras a 0° y delaminación.</p>		
<p>c) Ciclo 1,000</p>	<p>d) Ciclo 1,500</p>	<p>e) Ciclo 2,000</p>



Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta B3A7	a) Ciclo 0	b) Ciclo 500
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta B3A7 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Se presentan defectos iniciales en los bordes de la probeta, los cuales se provocaron durante el proceso de corte para obtener la geometría rectangular.</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la degradación de grupos de fibras a 0° en los bordes y también incrementa la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado.</li> <li>• Entre los 3,000 y 3,500 ciclos se genera una ruptura severa de grupos de fibras a 0°. Antes de fallar de forma explosiva, se observa a los 3,800 ciclos una mayor degradación de grupos de fibras a 0° y agrietamiento de matriz.</li> </ul>		
c) Ciclo 1,000	d) Ciclo 1,500	e) Ciclo 2,000



<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta B3A8</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>	<p>b) Ciclo 100</p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta B3A8 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Se presentan defectos iniciales en los bordes de la probeta, los cuales se provocaron durante el proceso de corte para obtener la geometría rectangular.</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la degradación de grupos de fibras a 0° en los bordes y también incrementa la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado.</li> <li>• Aprox. a los 2,500 ciclos se genera una ruptura severa de grupos de fibras a 0°.</li> </ul>		
<p>c) Ciclo 200</p>	<p>d) Ciclo 500</p>	<p>e) Ciclo 1,000</p>



### Anexo D-8. Laminado B3B

<b>Laminado:</b>	B3B	<b>Secuencia de apilado:</b>	[+45/-45/0/0/-45/+45]	<b>Ensayo:</b>	Fatiga
------------------	-----	------------------------------	-----------------------	----------------	--------

**Dimensiones de las probetas representativas**

Tabla D-8.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado B3B.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
<b>B3B3</b>	151	50	25.407	1.056
<b>B3B7</b>	151	50	25.461	1.071

**Parámetros de la secuencia de cargas**

En la Figura D-8.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplica a cada probeta del laminado B3B.

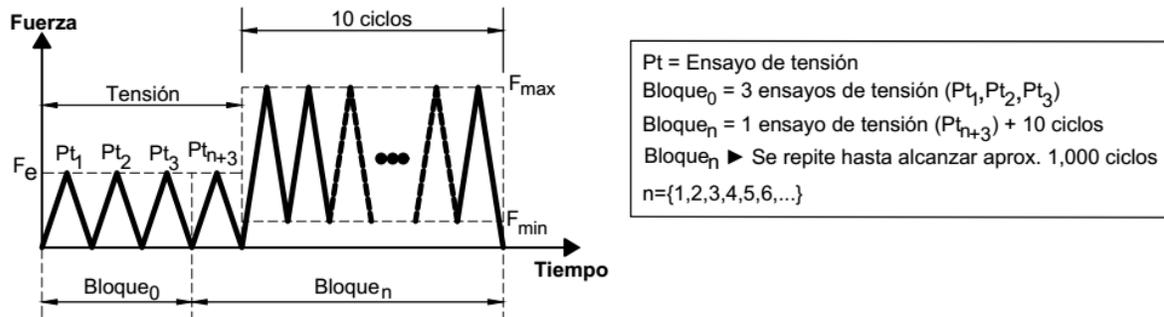


Figura D-8.1 Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga en el laminado B3B.

▪ **Tensión**

<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	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 D-8.2) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla D-8.2 Procedimiento para determinar  $F_e$  en el laminado B3B.

Determinación de $F_e$ en el laminado B1A		
Probetas	(*) $F_{ruptura}$ (N)	(**) $F_{0.3\%}$ (N)
<b>B3B2</b>	19,246.020	3,362.608
<b>B3B8</b>	20,281.740	3,423.532
<b>B3B9</b>	18,492.130	2,834.829
<i>promedio</i>	19,339.963	3,206.990
<i>porcentaje (%)</i>	100	16.582
<i>Se agrega el porcentaje (%)</i>		+ 10
	$F_e$ (%)	26.582
	$F_e$ (N)	<b>5,140.986</b>
(*) 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.		

▪ <b>Ciclos (Curva cíclica)</b>					
<b>Método de ensayo de fatiga:</b>	ASTM D3479	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST		
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Frecuencia:</b>	2 ciclos/min		
<b>Forma:</b>	Triangular	<b>Amplitud:</b>	Constante	<b>Parámetro de control:</b>	Esfuerzo (Fuerza)
<b>Razón de carga:</b>	0.1	<b>Esfuerzo máximo:</b>	75% $\sigma_u$		

Tabla D-8. 3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado B3B.

Control de la carga cíclica			
(*) $\sigma_u = 672.033$ MPa			
Probetas	75% $\sigma_u$ (MPa)	$F_{max}$ (N)	$F_{min}$ (N)
<b>B3B3</b>	504.025	13,519.298	1,351.930
<b>B3B7</b>	504.025	13,749.849	1,374.985
(*)Esfuerzo último del laminado considerando la alineación vertical inicial.			

### 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 de dos medios: el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ). En la Tabla D-8.4 y Tabla D-8.5 se presentan los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado B3B, además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

Tabla D-8.4 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B3B3.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B3B3				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	25.333	43.491
2	0	0	30.137	43.412
3	0	0	30.102	43.153
4	1	0	30.198	43.547
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			30.146	43.401
5	2	10	30.467	41.309
6	3	20	30.876	40.592
7	4	30	30.909	41.099
8	5	40	30.886	40.221
9	6	50	30.738	40.045
10	7	60	30.811	40.215
11	8	70	30.727	39.695
12	9	80	30.619	40.054
13	10	90	30.552	39.866
14	11	100	30.527	40.255
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
849	846	8,450	24.146	30.981
	846	<b>8,457</b>	<b>Falla completa</b>	

Tabla D-8.5 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta B3B7.

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta B3B7				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	26.218	44.467
2	0	0	31.583	44.620
3	0	0	32.425	44.641
4	1	0	33.063	44.987
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			32.357	44.679
5	2	10	32.367	43.131
6	3	20	32.538	42.392
7	4	30	32.621	43.708
8	5	40	32.649	43.291
9	6	50	32.651	43.428
10	7	60	32.545	42.579
11	8	70	32.316	41.269
12	9	80	32.230	41.642
13	10	90	32.071	41.595
14	11	100	31.872	41.669
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
1,127	1,124	11,230	19.736	25.769
	1,124	<b>11,232</b>	<b>Falla completa</b>	

▪ **Degradación del módulo de elasticidad**

En la Figura D-8.2 y Figura D-8.3 se muestran las gráficas de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de cada probeta que pertenece al laminado B3B, además, en la Figura D-8.4 se presenta una gráfica general con el comportamiento de la degradación del módulo de elasticidad longitudinal de todas las probetas del laminado B3B.

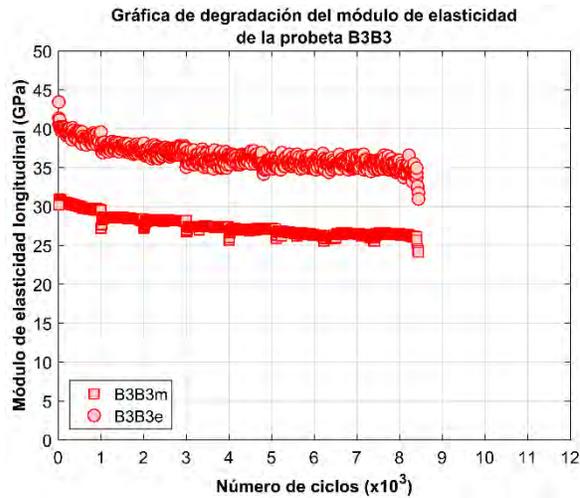


Figura D-8.2 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B3B3.

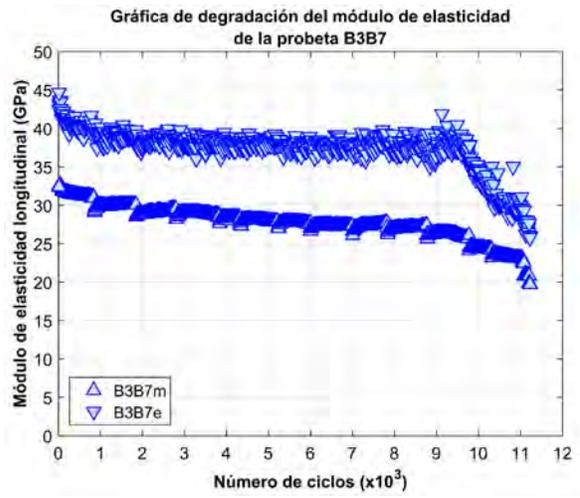


Figura D-8.3 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta B3B7.

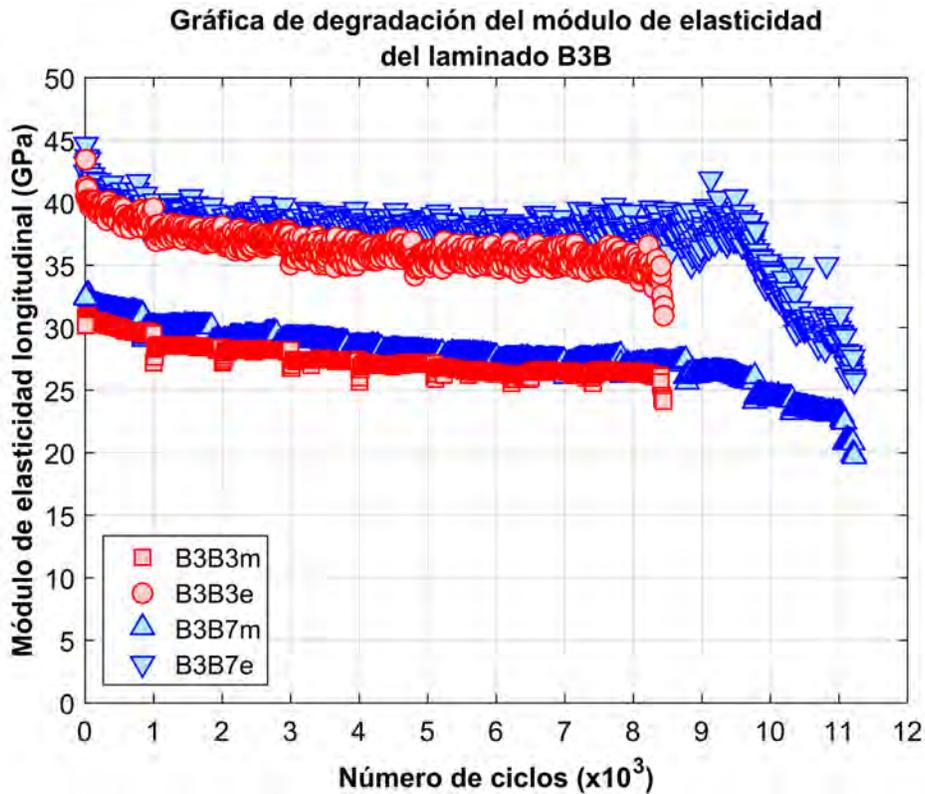


Figura D-8.4 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de todas las probetas del laminado B3B.

▪ **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 ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ) permiten obtener el daño acumulado  $Daño_m$  y  $Daño_e$ , respectivamente. En las siguientes figuras se muestran las gráficas del  $Daño_m$  y  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado B3B, además, en la Figura D-8.9 se presenta una gráfica general del comportamiento del  $Daño_e$  de todas las probetas del laminado B3B.

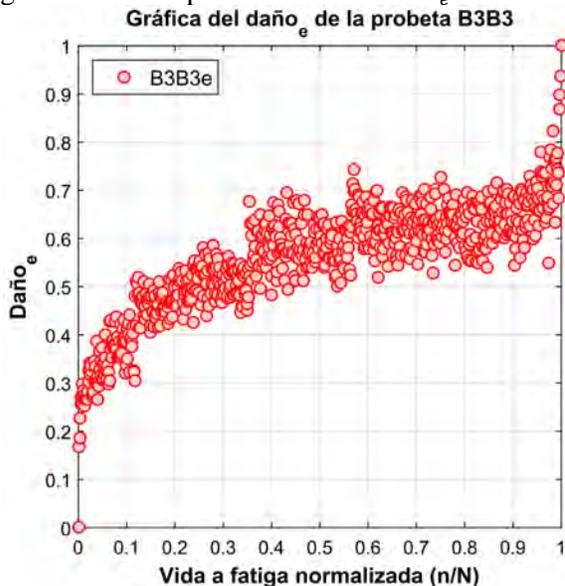


Figura D-8.5 Gráfica del  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3B3.

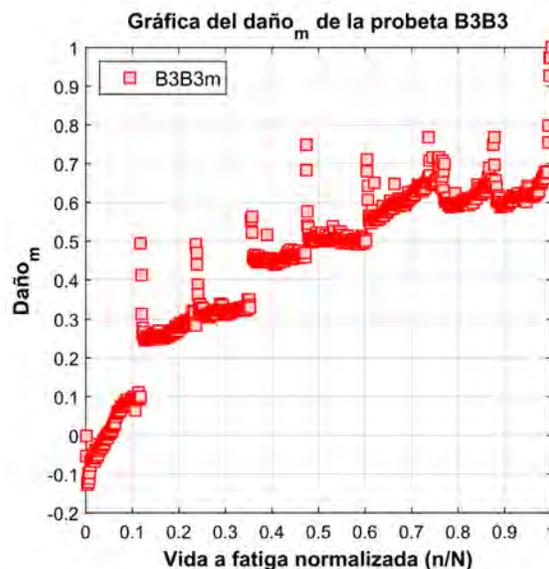


Figura D-8.6 Gráfica del  $Daño_m$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3B3.

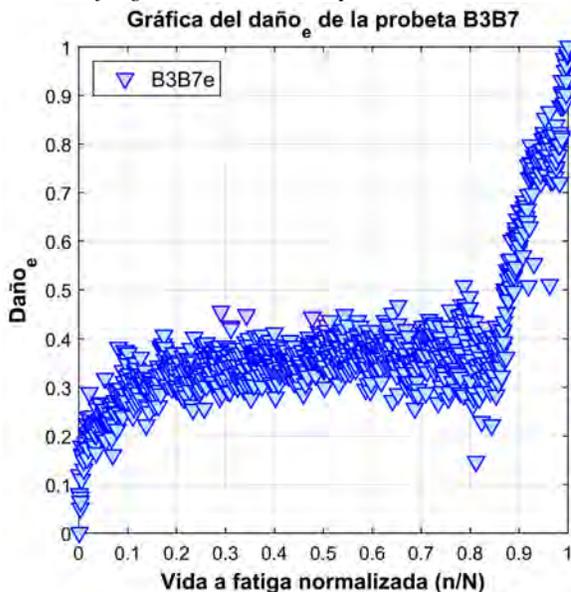


Figura D-8.7 Gráfica del  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3B7.

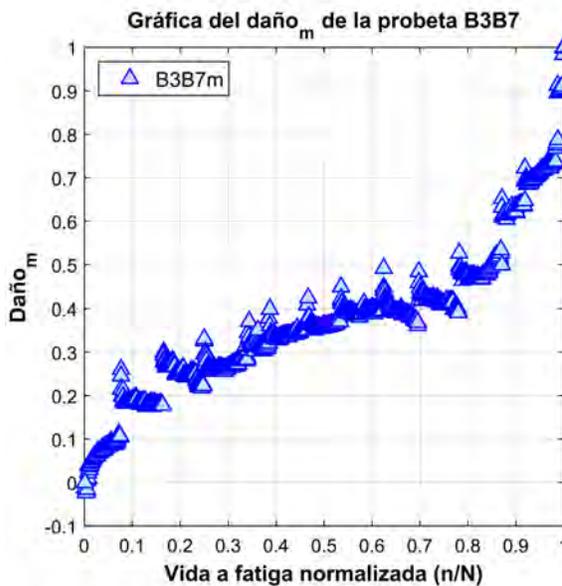


Figura D-8.8 Gráfica del  $Daño_m$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3B7.

\*H. Mao y S. Mahadevan, «Fatigue damage modelling of composite materials,» *Composite Structures*, p. 6, 2002.

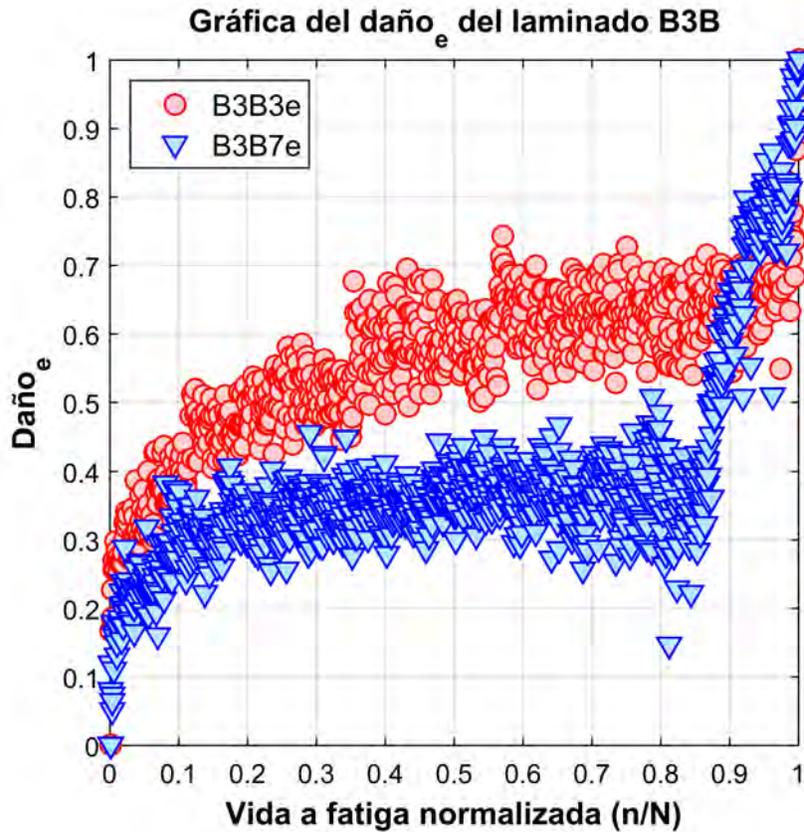


Figura D-8.9 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de todas las probetas del laminado B3B.

▪ Modelo de acumulación del daño

El modelo fenomenológico seleccionado para describir la evolución del daño en los laminados de material compuesto es el propuesto por \*Shiri *et al.* y se basa en la degradación del módulo de elasticidad longitudinal:  $D = (E_0 - E_n)/(E_0 - E_f) = \sin qx \cdot \cos(q - p) / \sin q \cdot \cos(qx - p)$  donde,  $E_0$ ,  $E_n$  y  $E_f$  son los módulos de elasticidad longitudinal correspondientes al ciclo inicial, a “n” ciclos de carga, y al ciclo final, respectivamente. En  $x = n/N$ ,  $n$  es el número de ciclos aplicados,  $N$  es la vida a fatiga,  $p$  y  $q$  son coeficientes dependientes del material compuesto.

En la Tabla D-8.6 se muestran los coeficientes  $p$ ,  $q$  y determinación ( $R^2$ ) del modelo \*Shiri para describir la evolución del Daño<sub>e</sub> en la probeta B3B3 y B3B7, los coeficientes se obtuvieron a través de un análisis de regresión no lineal por medio del método de mínimos cuadrados.

Tabla D-8.6 Valores de los coeficientes del modelo \*Shiri para el Daño<sub>e</sub> en la probeta B3B3 y B3B7.

Probetas	Modelo *Shiri para el Daño <sub>e</sub>		
	$q$	$p$	$R^2$
<b>B3B3</b>	2.9779	1.4995	0.7263
<b>B3B7</b>	2.8851	1.4099	0.7681

En las siguientes figuras se muestran las comparaciones entre las gráficas del Daño<sub>e</sub> y la evolución del daño estimada por el modelo \*Shiri de cada probeta del laminado B3B.

\*S. Shiri, M. Yazdani y M. Pourgol-Mohammad, «A fatigue damage accumulation model based on stiffness degradation of composite materials,» *Materials and Design*, nº 88, pp. 1290-1295, 2015.

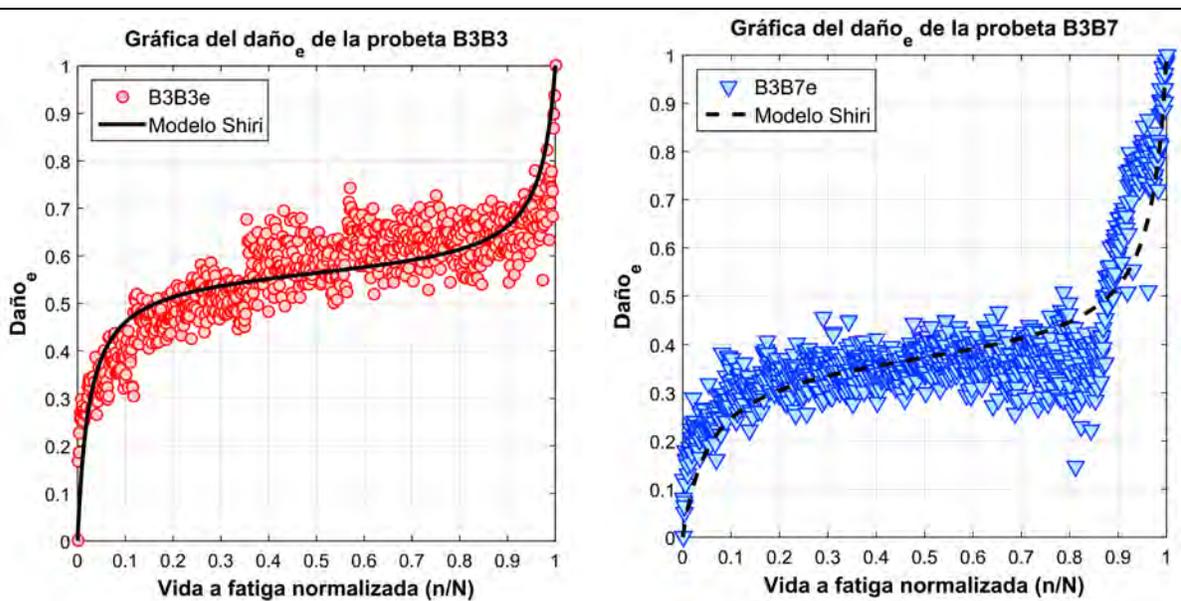


Figura D-8.10 Gráfica del  $\text{Daño}_e$  y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3B3.

Figura D-8.11 Gráfica del  $\text{Daño}_e$  y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta B3B7.

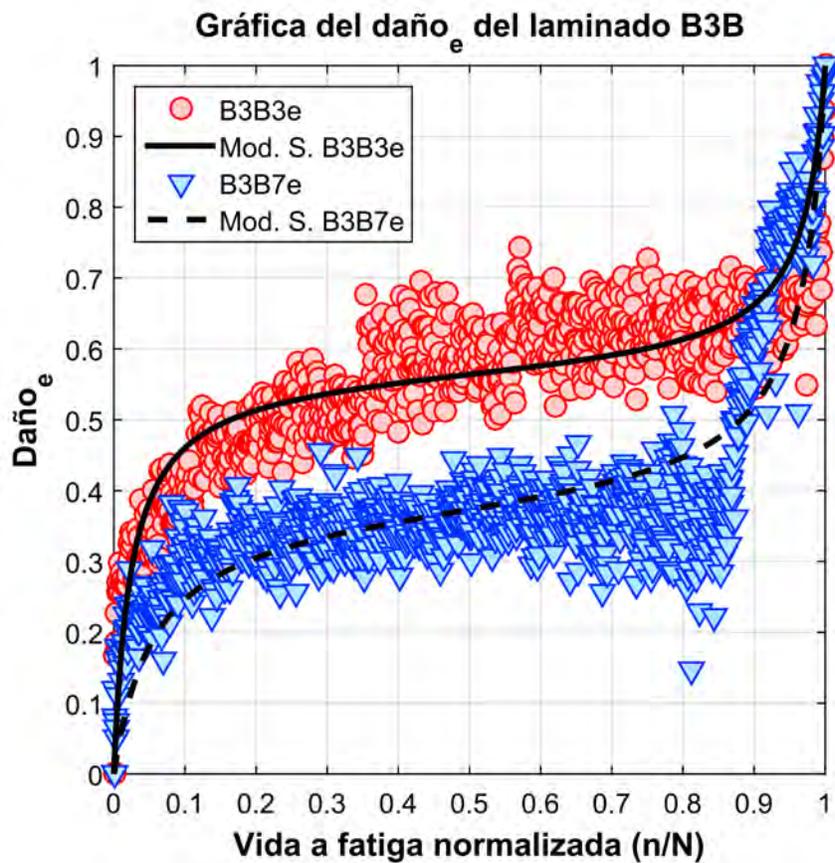
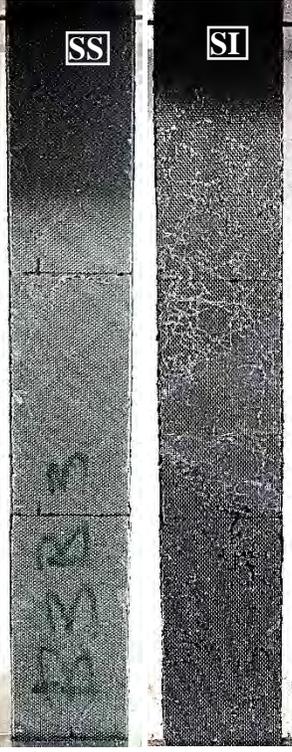
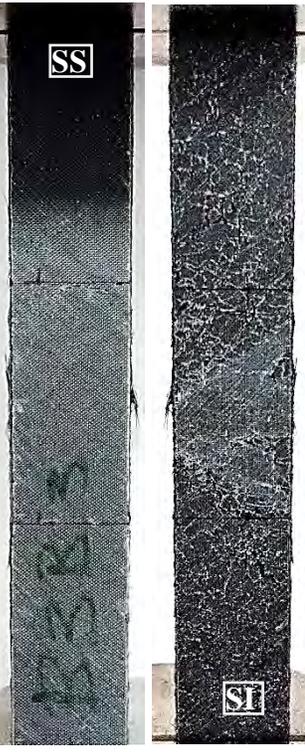
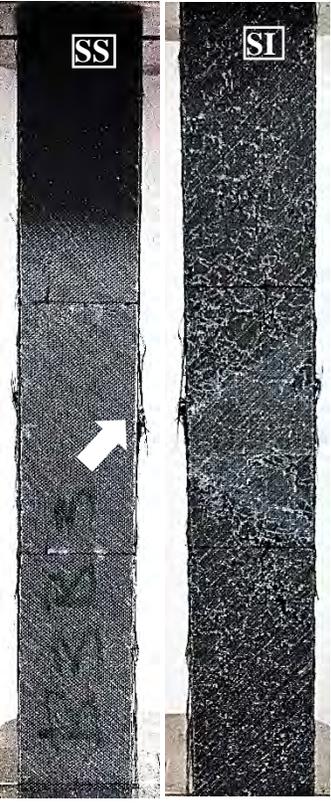
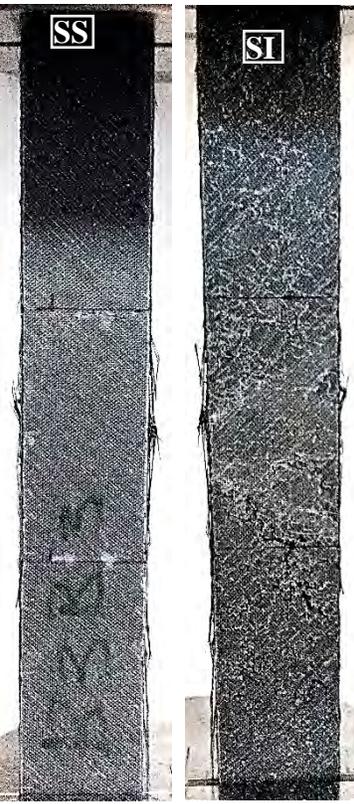
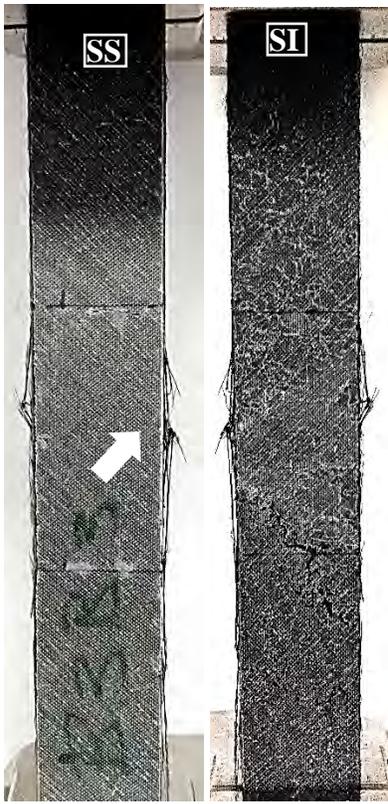
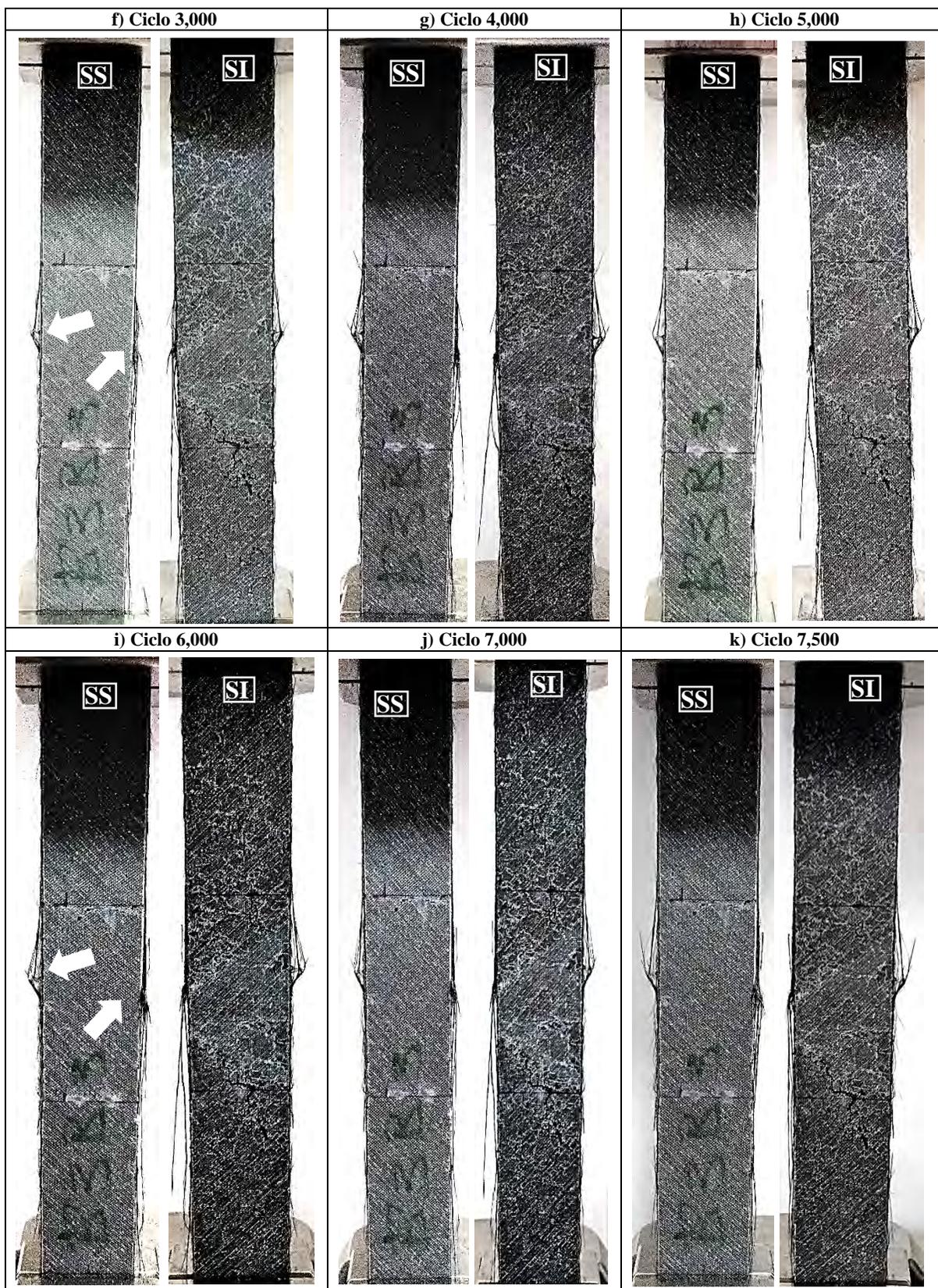
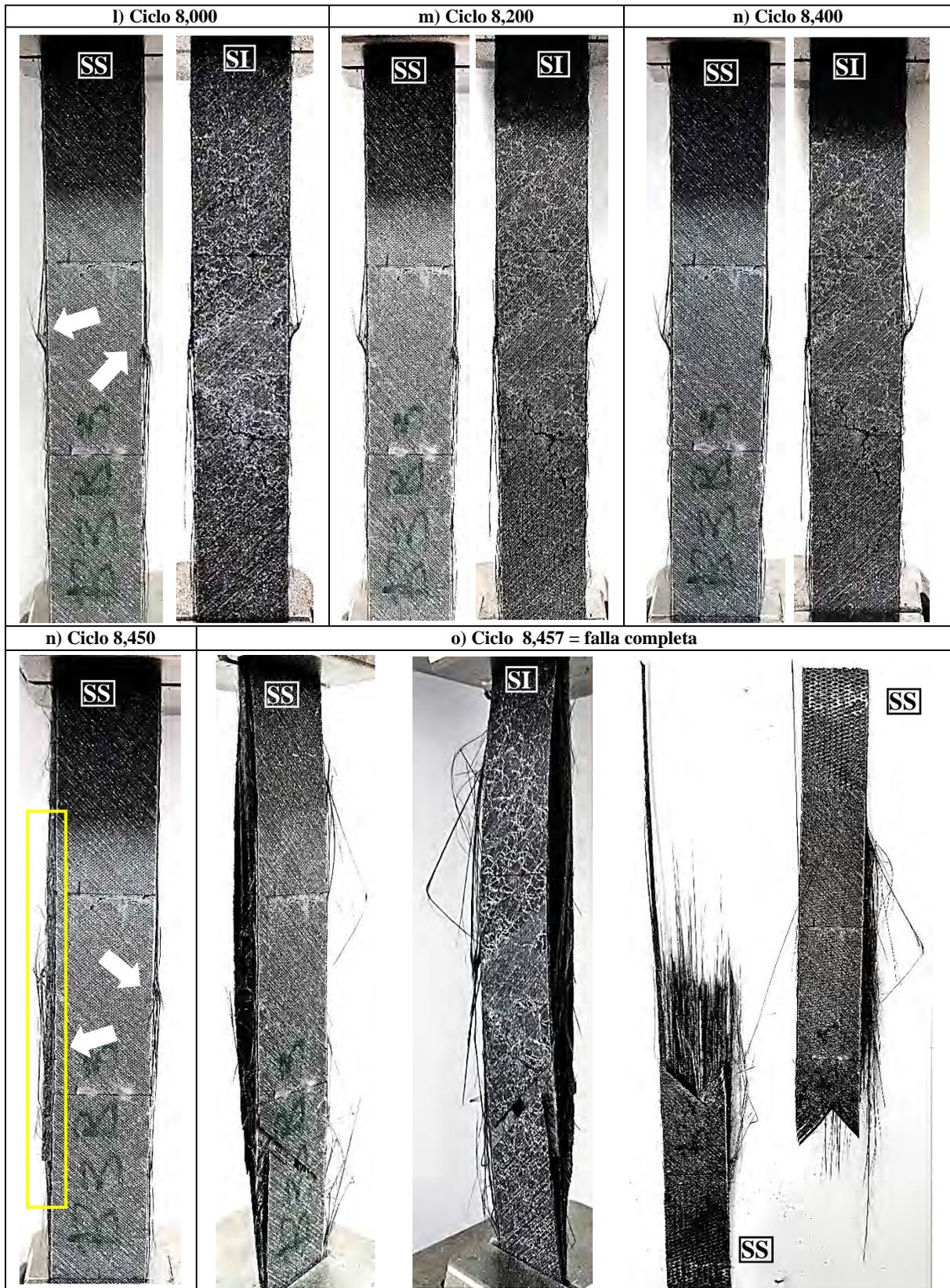


Figura D-8.12 Gráfica del  $\text{Daño}_e$  y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de todas las probetas del laminado B3B.

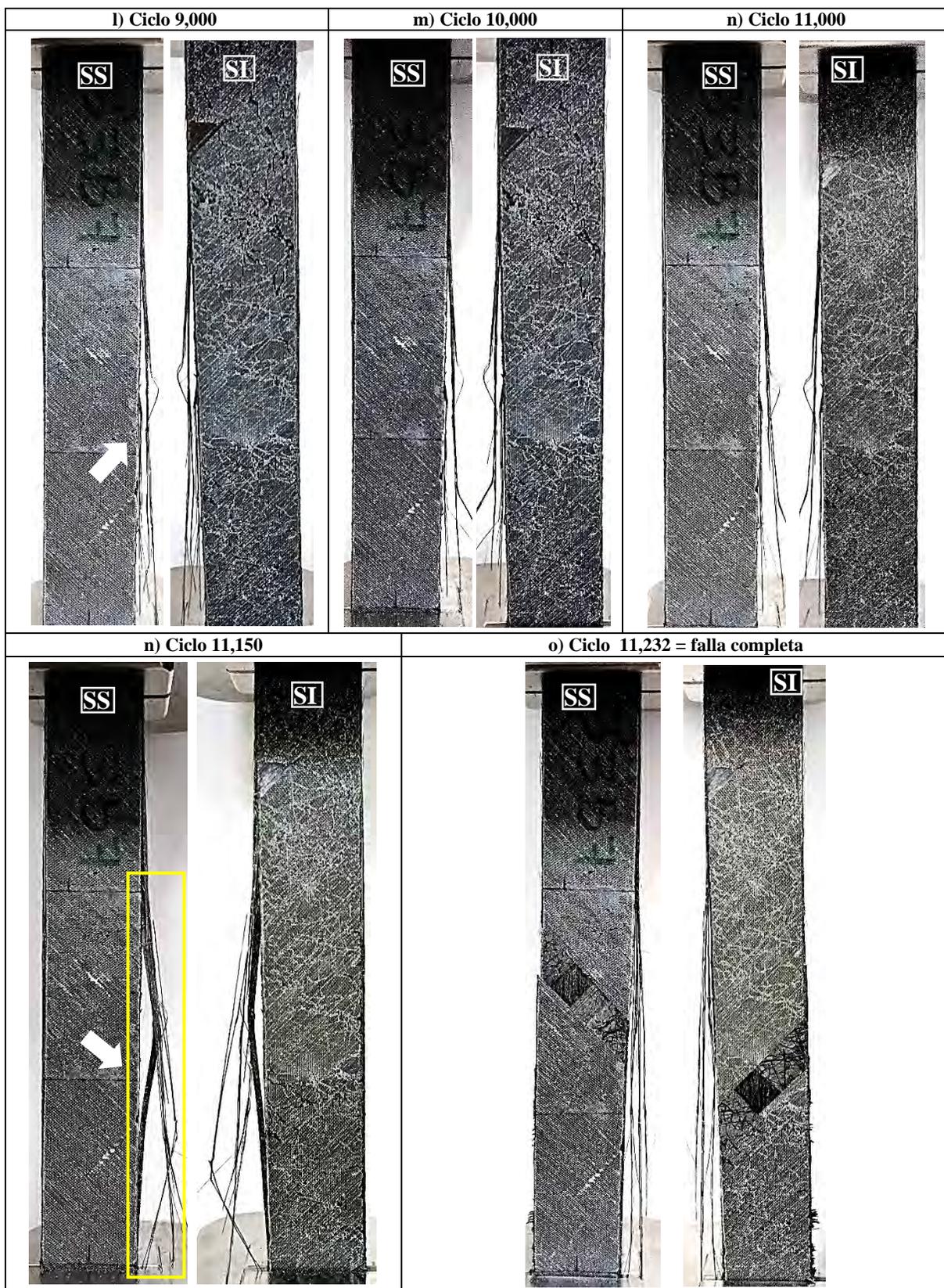
<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta B3B3</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>	<p>b) Ciclo 100</p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta B3B3 durante el ensayo a fatiga.</li> <li>• En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la degradación de grupos de fibras a 0° en los bordes y también incrementa la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado.</li> <li>• Antes de fallar de forma completa, se observa a los 8,450 ciclos una mayor degradación de grupos de fibras a 0° y agrietamiento de matriz.</li> </ul>		
<p>c) Ciclo 500</p>	<p>d) Ciclo 1,000</p>	<p>e) Ciclo 2,000</p>
		





Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta B3B7	a) Ciclo 0	b) Ciclo 100
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta B3B7 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Se presentan defectos iniciales en los bordes de la probeta, los cuales se provocaron durante el proceso de corte para obtener la geometría rectangular.</li> <li>• Con el paso de los ciclos aumenta la degradación de grupos de fibras a 0° en los bordes y también incrementa la aparición de agrietamiento de la matriz (líneas blancas) en la misma orientación de las capas de fibras superior e inferior del laminado.</li> <li>• Entre los 9,000 y 10,000 ciclos se registra una severa caída en el módulo de elasticidad, la cual es asociada al daño interno de las capas a 0°. Antes de fallar de forma completa, se observa a los 11,150 ciclos una mayor degradación de grupos de fibras a 0° y agrietamiento de matriz.</li> </ul>		
c) Ciclo 500	d) Ciclo 1,000	e) Ciclo 2,000





### Anexo D-9. Laminado C1A

<b>Laminado:</b>	C1A	<b>Secuencia de apilado:</b>	[0/+75/-75/-75/+75/0]	<b>Ensayo:</b>	Fatiga
------------------	-----	------------------------------	-----------------------	----------------	--------

#### Dimensiones de las probetas representativas

Tabla D-9.1 Dimensiones de la zona calibrada en cada probeta representativa del laminado C1A.

Probetas	Dimensiones de la zona calibrada			
	longitud (mm)		ancho prom. (mm)	espesor prom. (mm)
	máquina	extensómetro		
CIA3	150.5	50	25.047	1.823
CIA4	150.5	50	25.087	1.741
CIA5	151	50	25.156	1.726

#### Parámetros de la secuencia de cargas

En la Figura D-9.1 se muestra el esquema de secuencia de cargas que se aplica a cada probeta del laminado C1A.

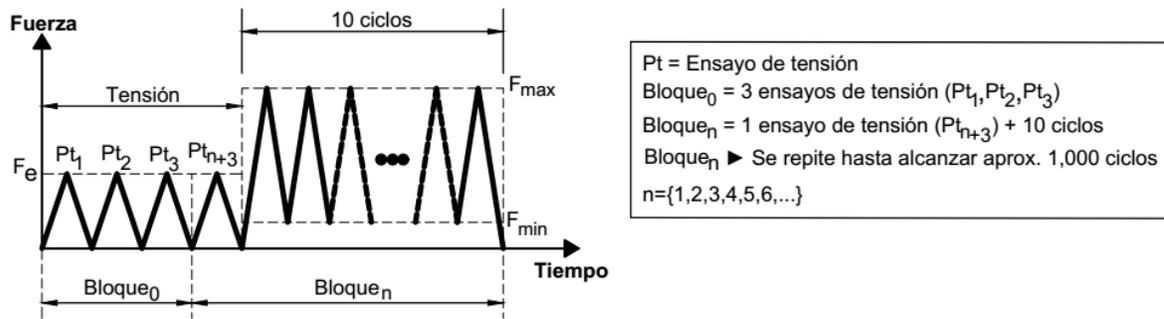


Figura D-9.1 Esquema de secuencias de cargas para el ensayo de fatiga en el laminado C1A.

#### ▪ Tensión

<b>Método de ensayo de tensión:</b>	ASTM D3039	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST
-------------------------------------	------------	----------------------	---------------------------

<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Velocidad del ensayo:</b>	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 D-9.2) para obtener el registro de la elongación del 0.1-0.3% de acuerdo a la norma ASTM D3039.

Tabla D-9.2 Procedimiento para determinar  $F_e$  en el laminado C1A.

Determinación de $F_e$ en el laminado B1A		
Probetas	(*) $F_{ruptura}$ (N)	(**) $F_{0.3\%}$ (N)
CIA2	17,027.630	3,190.835
CIA6	15,587.730	3,401.915
CIA7	13,376.080	3,158.029
promedio	15,330.480	3,250.260
porcentaje (%)	100	21.201
Se agrega el porcentaje (%)		+ 10
	$F_e$ (%)	31.201
	$F_e$ (N)	<b>4,783.308</b>

(\*) 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.

▪ <b>Ciclos (Curva cíclica)</b>					
<b>Método de ensayo de fatiga:</b>	ASTM D3479	<b>Extensómetro:</b>	Epsilon® 3542-050M-050-ST		
<b>Máquina de ensayos:</b>	Shimadzu AG-X plus 100 kN	<b>Frecuencia:</b>	2 ciclos/min		
<b>Forma:</b>	Triangular	<b>Amplitud:</b>	Constante	<b>Parámetro de control:</b>	Esfuerzo (Fuerza)
<b>Razón de carga:</b>	0.1	<b>Esfuerzo máximo:</b>	75% $\sigma_u$		
<i>Tabla D-9.3 Valores de fuerza máxima y mínima en la carga cíclica de cada probeta del laminado CIA.</i>					
<b>Control de la carga cíclica</b>					
(*) $\sigma_u = 353.265$ MPa					
<b>Probetas</b>	75% $\sigma_u$ (MPa)	$F_{max}$ (N)	$F_{min}$ (N)		
<b>CIA3</b>	264.949	12,096.855	1,209.685		
<b>CIA4</b>	264.949	11,574.933	1,157.493		
<b>CIA5</b>	264.949	11,501.836	1,150.184		
(*)Esfuerzo último del laminado considerando la alineación vertical inicial.					

### 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 de dos medios: el desplazamiento del travesaño de la máquina de ensayos ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ). En las siguientes tablas se presentan los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga para cada probeta que pertenece al laminado CIA, además, se indica el número de ciclos hasta la falla completa de cada probeta.

*Tabla D-9.4 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta CIA3.*

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta CIA3				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	13.031	21.756
2	0	0	14.085	21.185
3	0	0	14.293	21.263
4	1	0	14.432	21.461
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			14.270	21.416
5	2	10	12.536	16.559
6	3	20	12.331	16.287
7	4	30	12.343	16.237
8	5	40	12.373	15.723
9	6	50	12.397	16.395
10	7	60	12.395	16.153
11	8	70	12.404	16.315
12	9	80	12.390	16.277
13	10	90	12.363	16.088
14	11	100	12.338	16.074
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
32	29	280	10.842	13.636
	29	<b>282</b>	<b>Falla completa</b>	

*Tabla D-9.5 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta CIA4.*

Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta CIA4				
Ensayo tensión ( $Pt_n$ )	Bloque <sub>n</sub>	Ciclos	$E_m$ (GPa)	$E_e$ (GPa)
1	0	0	12.152	21.314
2	0	0	13.607	21.489
3	0	0	13.823	21.322
4	1	0	14.047	21.434
<b>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</b>			13.826	21.390
5	2	10	12.253	16.884
6	3	20	12.329	16.473
7	4	30	12.379	16.815
8	5	40	12.290	16.527
9	6	50	12.290	16.445
10	7	60	12.346	16.433
11	8	70	12.310	16.604
12	9	80	12.301	16.546
13	10	90	12.356	16.561
14	11	100	12.337	16.366
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
115	112	1,110	11.711	15.012
	112	<b>1,114</b>	<b>Falla completa</b>	

Tabla D-9.6 Muestra de los módulos de elasticidad longitudinales ( $E_m$  y  $E_e$ ) determinados en cada bloque de carga en la probeta CIA5.

<b>Registro de los ciclos y del módulo de elasticidad longitudinal en la probeta CIA5</b>				
<i>Ensayo tensión (<math>Pt_n</math>)</i>	<i>Bloque<sub>n</sub></i>	<i>Ciclos</i>	<i><math>E_m</math> (GPa)</i>	<i><math>E_e</math> (GPa)</i>
1	0	0	15.215	25.373
2	0	0	16.935	25.529
3	0	0	17.084	25.040
4	1	0	17.234	24.871
<i>Inicio (<math>E_{prom}</math>)</i>			17.084	25.203
5	2	10	16.397	23.988
6	3	20	16.497	23.889
7	4	30	16.474	23.645
8	5	40	16.443	23.545
9	6	50	16.447	23.156
10	7	60	16.419	23.140
11	8	70	16.408	23.317
12	9	80	16.434	22.952
13	10	90	16.379	23.429
14	11	100	16.371	23.144
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
103	100	990	12.895	19.134
	100	<b>992</b>	<b>Falla completa</b>	

▪ *Degradación del módulo de elasticidad*

En las siguientes figuras se muestran las gráficas de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga de cada probeta que pertenece al laminado B1A, además, en la Figura D-9.5 se presenta una gráfica general con el comportamiento de la degradación del módulo de elasticidad longitudinal de todas las probetas del laminado C1A.

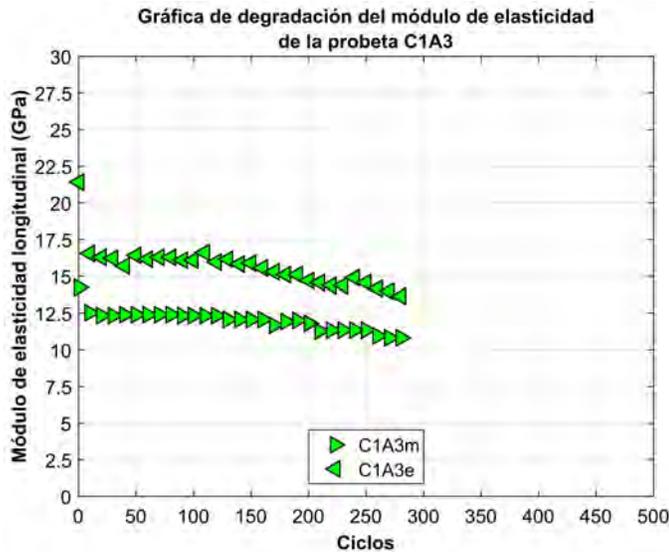


Figura D-9.2 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta CIA3.

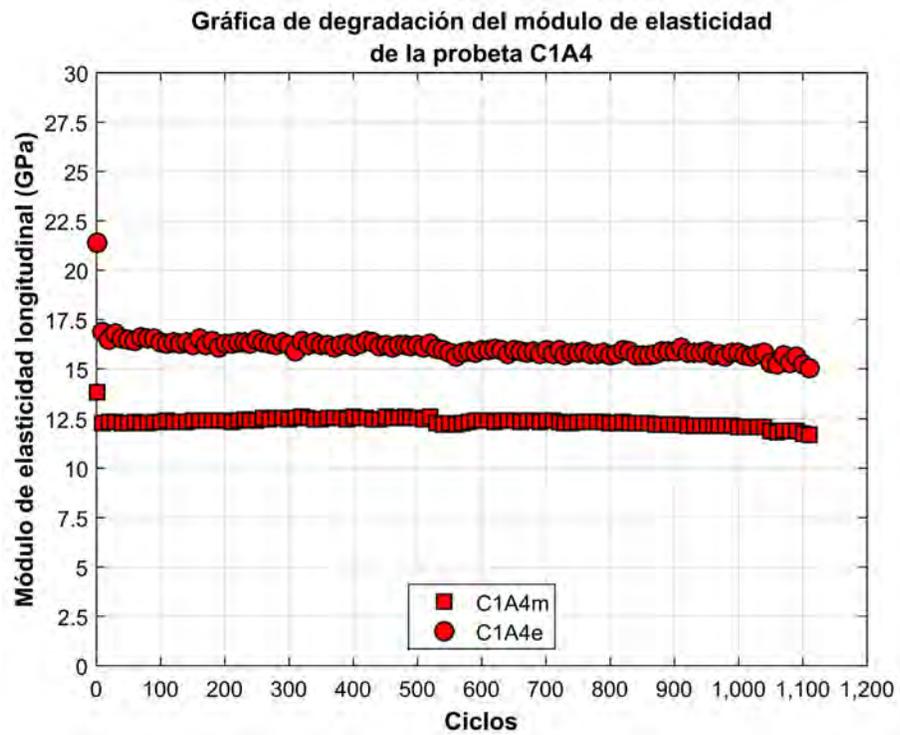


Figura D-9.3 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta C1A4.

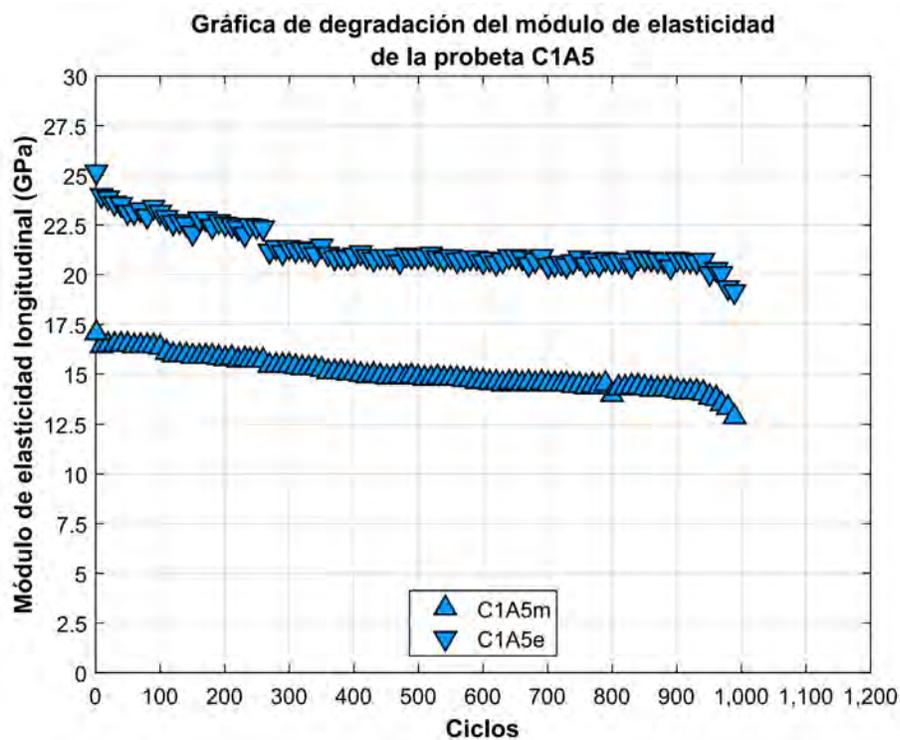
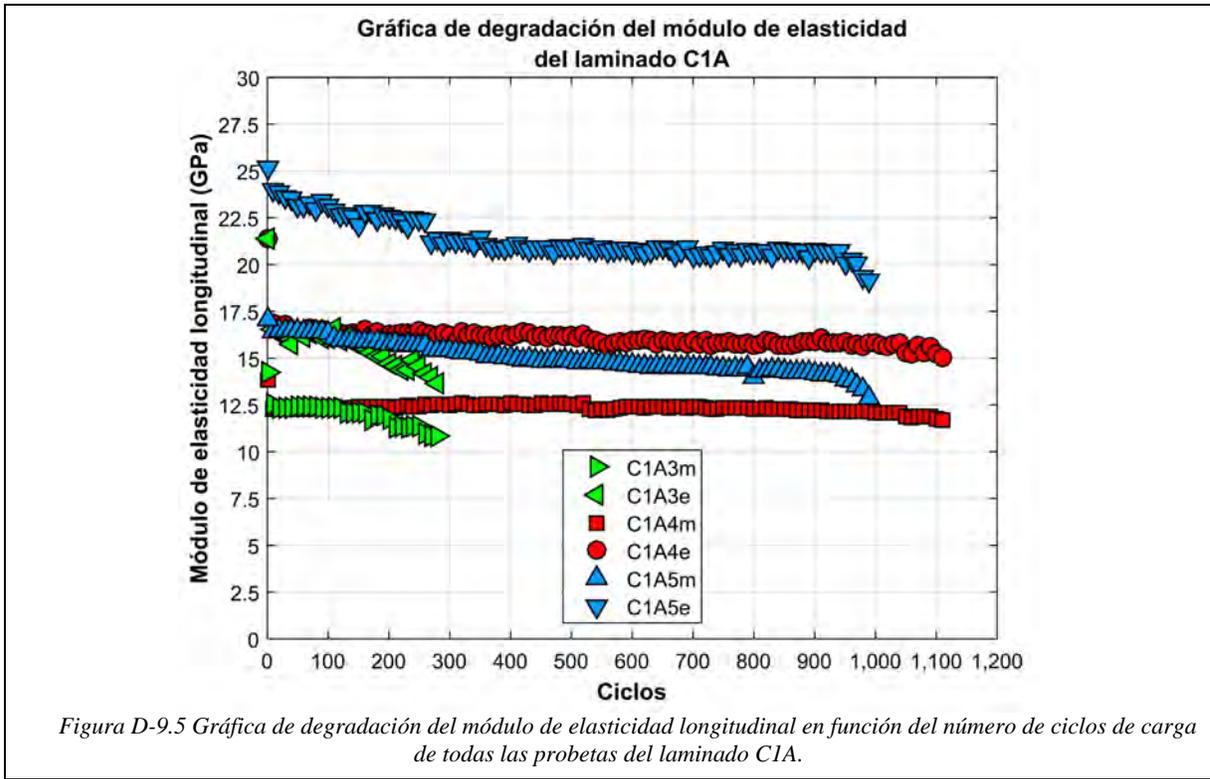
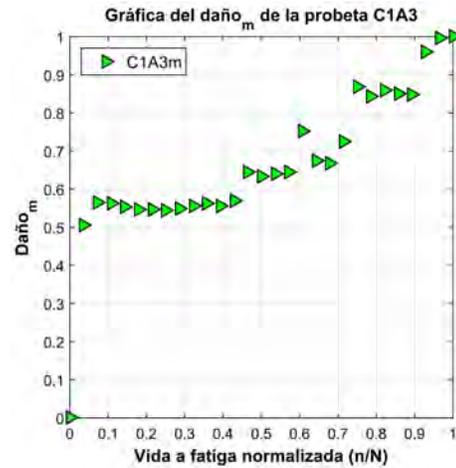
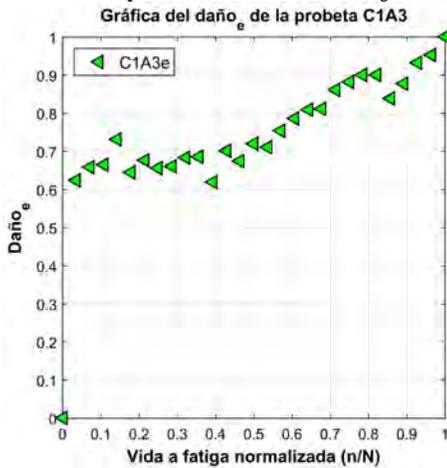


Figura D-9.4 Gráfica de degradación del módulo de elasticidad longitudinal en función del número de ciclos de carga en la probeta C1A5.



▪ 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 ( $E_m$ ) y a través del registro del extensómetro ( $E_e$ ) permiten obtener el daño acumulado  $Daño_m$  y  $Daño_e$ , respectivamente. En las siguientes figuras se muestran las gráficas del  $Daño_m$  y  $Daño_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de cada probeta que pertenece al laminado C1A, además, en la Figura D-9.12 se presenta una gráfica general del comportamiento del  $Daño_e$  de todas las probetas del laminado C1A.



\*H. Mao y S. Mahadevan, «Fatigue damage modelling of composite materials,» *Composite Structures*, p. 6, 2002.

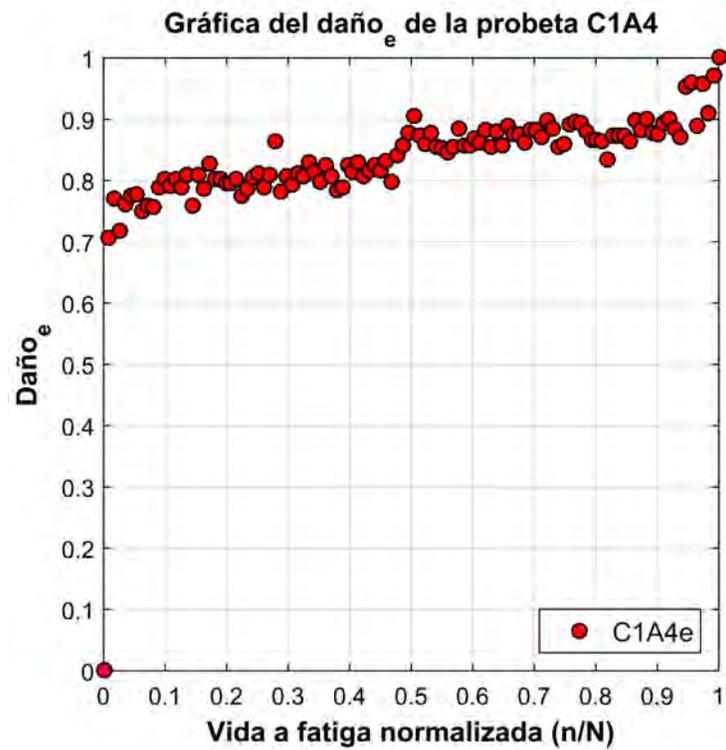


Figura D-9.8 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta C1A4.

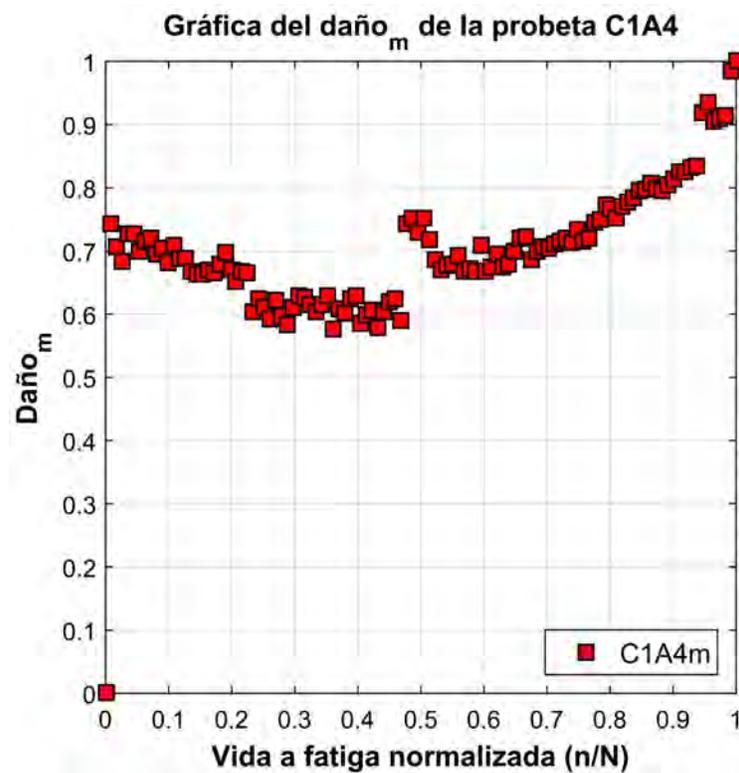


Figura D-9.9 Gráfica del Daño<sub>m</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta C1A4.

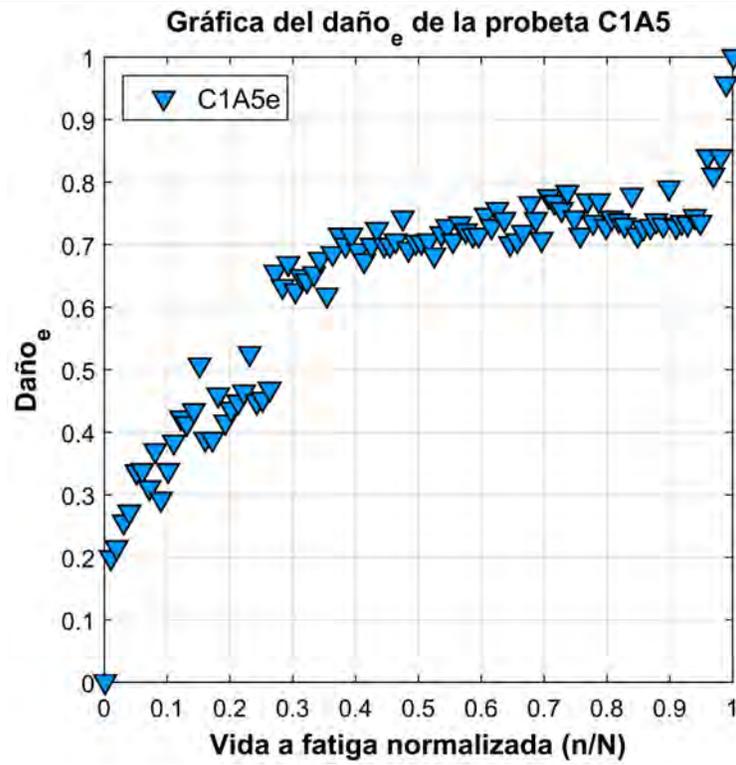


Figura D-9.10 Gráfica del  $\text{Daño}_e$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta C1A5.

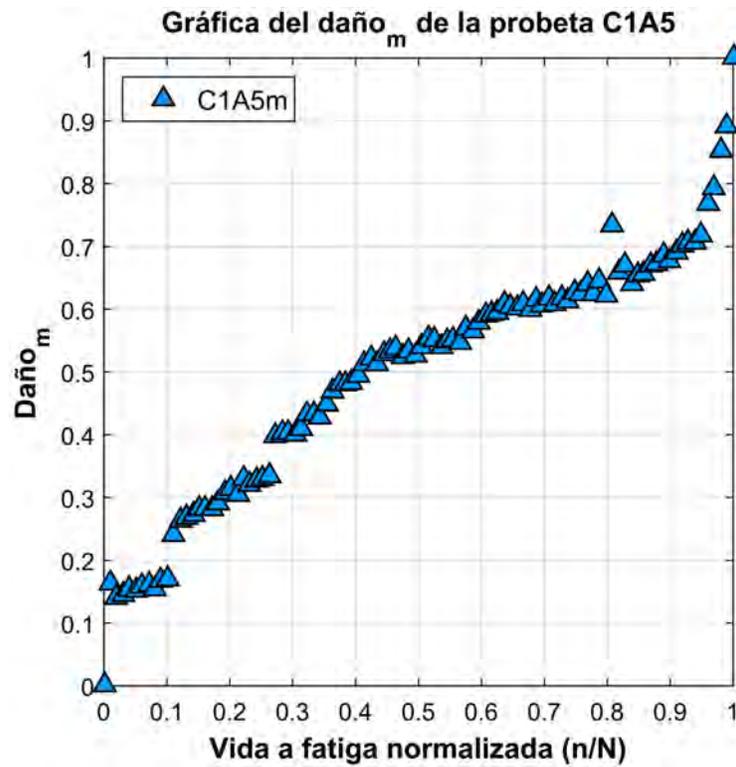


Figura D-9.11 Gráfica del  $\text{Daño}_m$  en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta C1A5.

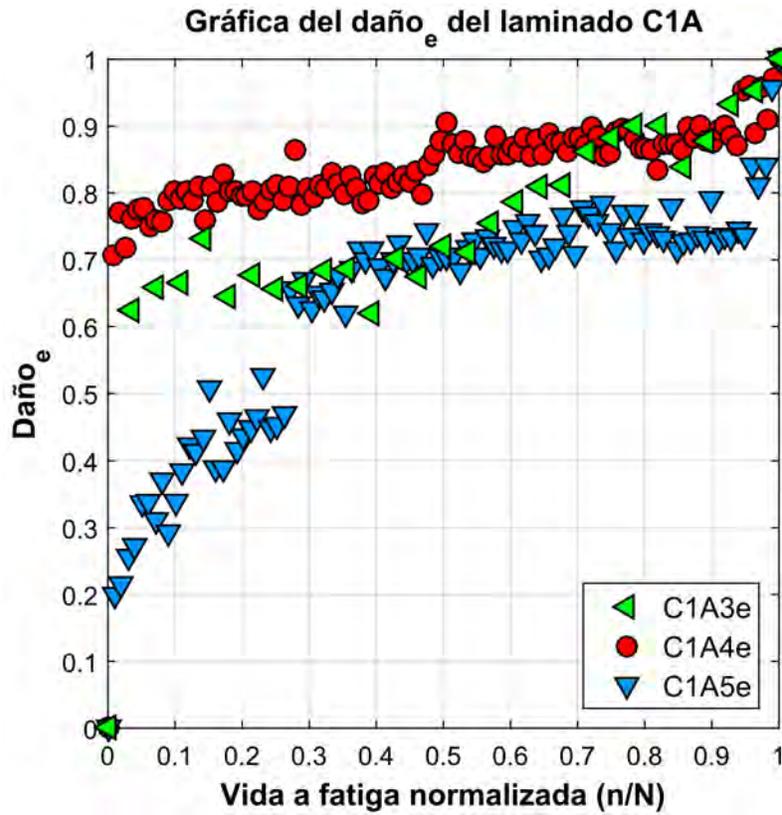


Figura D-9.12 Gráfica del Daño<sub>e</sub> en función de la vida a fatiga normalizada de todas las probetas del laminado C1A.

#### ▪ Modelo de acumulación del daño

El modelo fenomenológico seleccionado para describir la evolución del daño en los laminados de material compuesto es el propuesto por \*Shiri *et al.* y se basa en la degradación del módulo de elasticidad longitudinal:  $D = (E_0 - E_n) / (E_0 - E_f) = \sin qx \cdot \cos(q - p) / \sin q \cdot \cos(qx - p)$  donde,  $E_0$ ,  $E_n$  y  $E_f$  son los módulos de elasticidad longitudinal correspondientes al ciclo inicial, a “n” ciclos de carga, y al ciclo final, respectivamente. En  $x = n/N$ ,  $n$  es el número de ciclos aplicados,  $N$  es la vida a fatiga,  $p$  y  $q$  son coeficientes dependientes del material compuesto.

En la Tabla D-9.7 se muestran los coeficientes  $p$ ,  $q$  y determinación  $R^2$  del modelo \*Shiri para describir la evolución del Daño<sub>e</sub> de cada probeta del laminado C1A, los coeficientes se obtuvieron a través de un análisis de regresión no lineal por medio del método de mínimos cuadrados.

Tabla D-9.7 Valores de los coeficientes del modelo \*Shiri para el Daño<sub>e</sub> de cada probeta del laminado C1A.

Probetas	Modelo *Shiri para el Daño <sub>e</sub>		
	$q$	$p$	$R^2$
CIA3	2.9040	1.5146	0.8762
CIA4	3.0673	1.5592	0.8832
CIA5	2.6604	1.4073	0.8546

En las siguientes figuras se muestran las comparaciones entre las gráficas del Daño<sub>e</sub> y la evolución del daño estimada por el modelo \*Shiri de cada probeta del laminado C1A.

\*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.

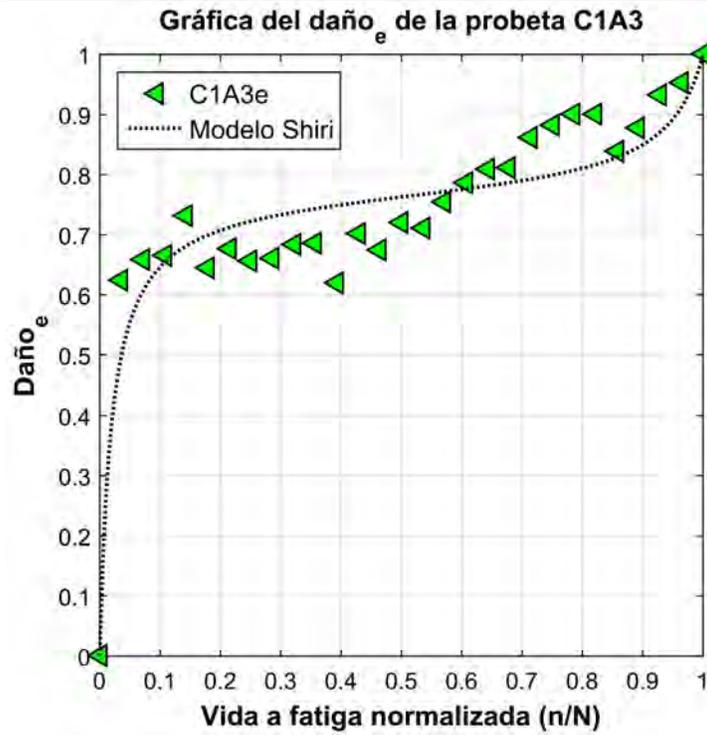


Figura D-9.13 Gráfica del Daño<sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta CIA3.

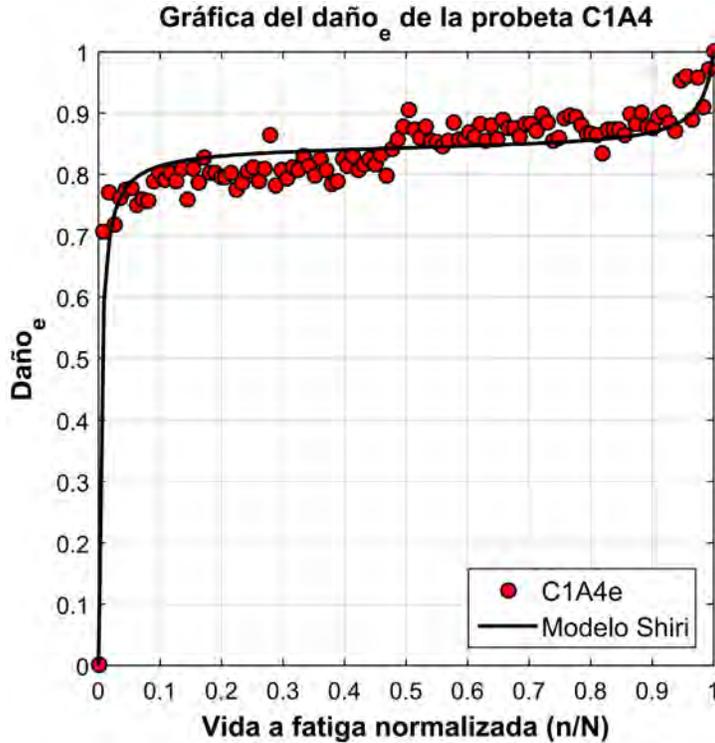


Figura D-9.14 Gráfica del Daño<sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta CIA4.

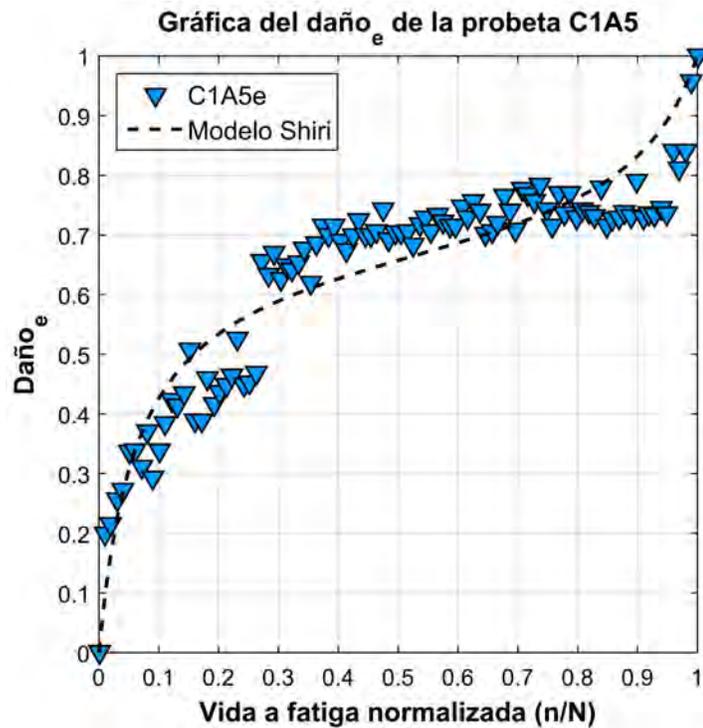


Figura D-9.15 Gráfica del Daño<sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de la probeta CIA5.

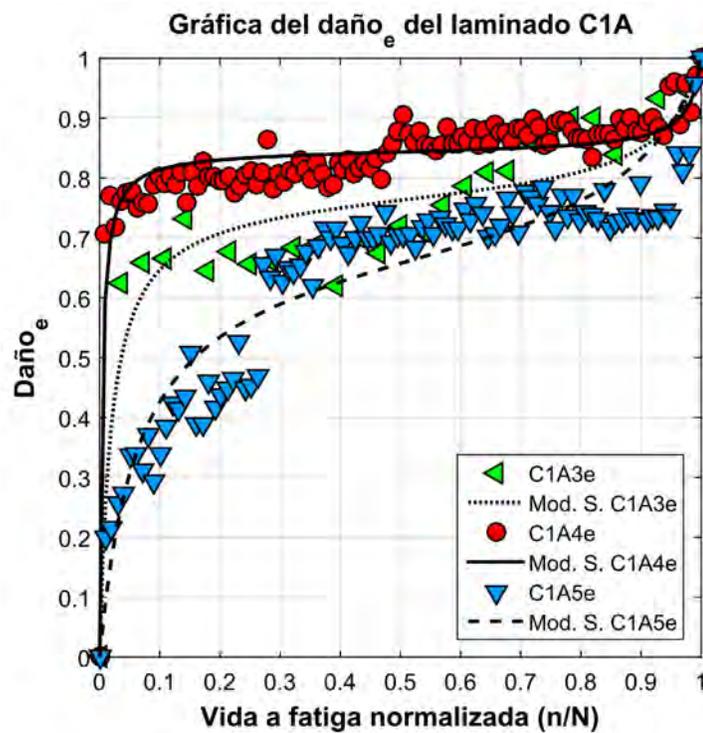
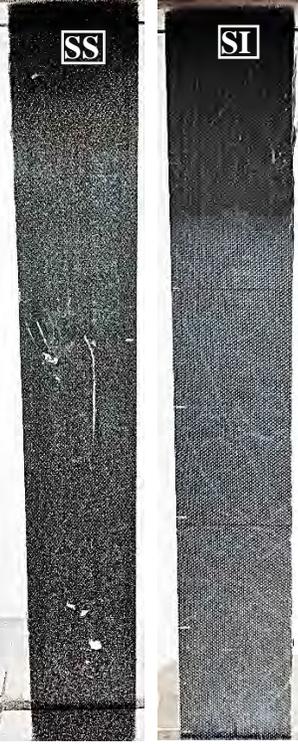
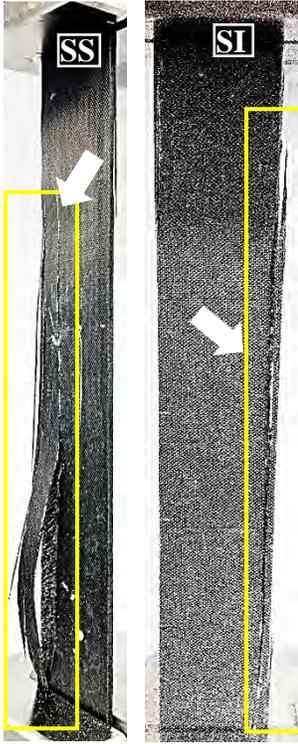
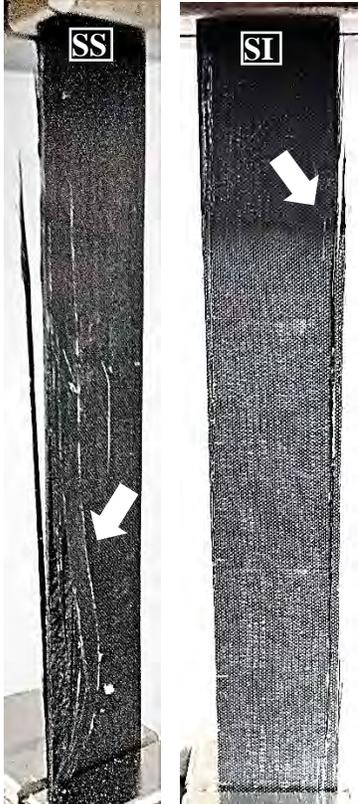
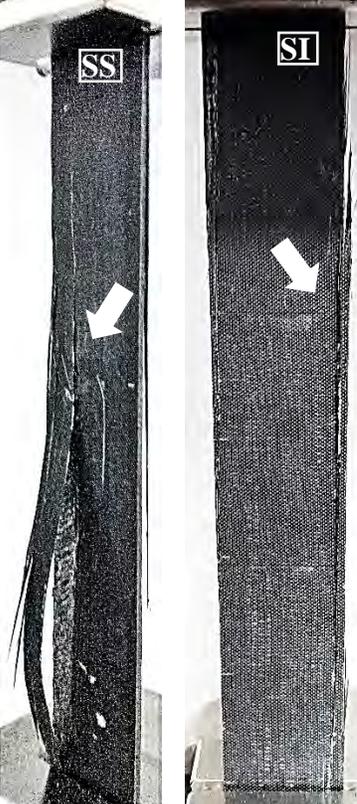
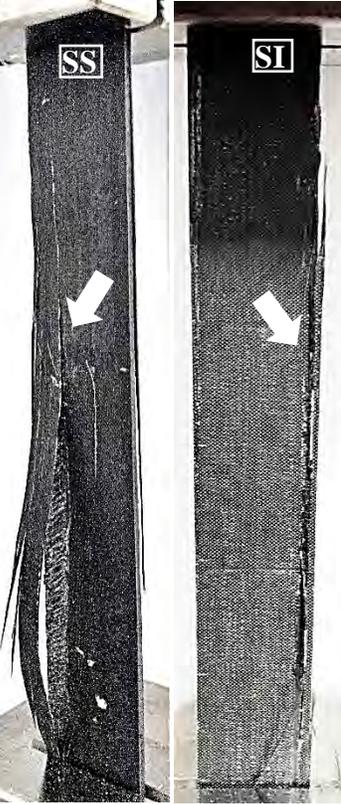
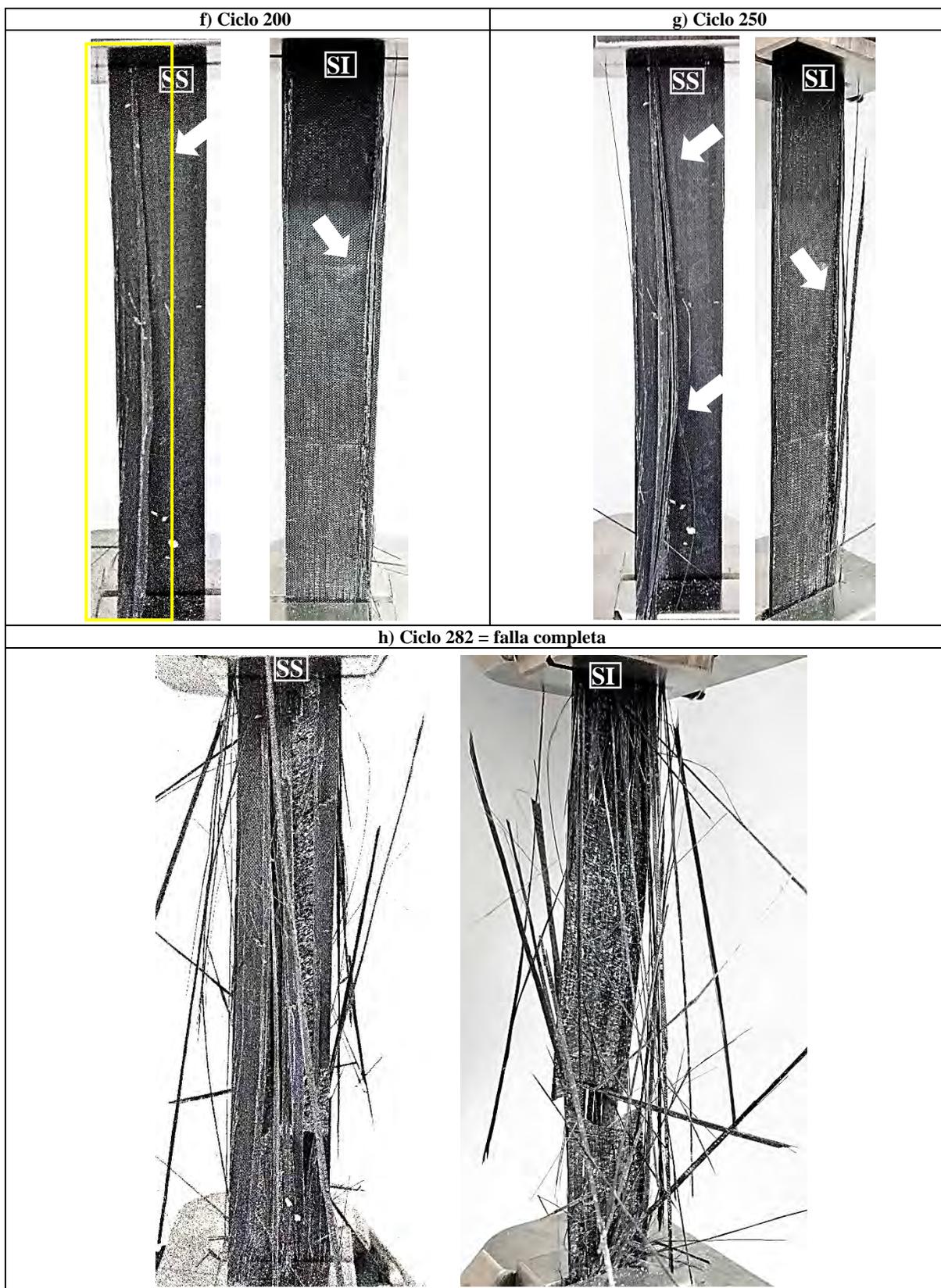
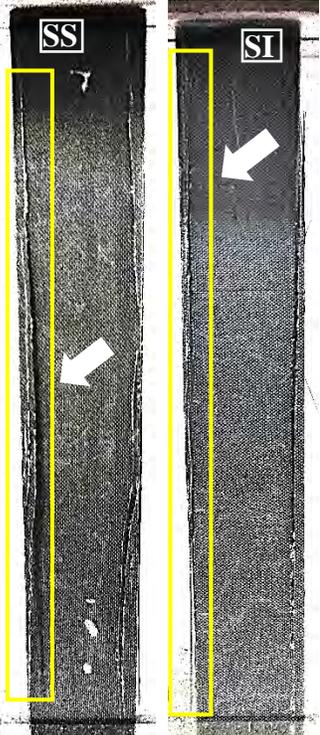
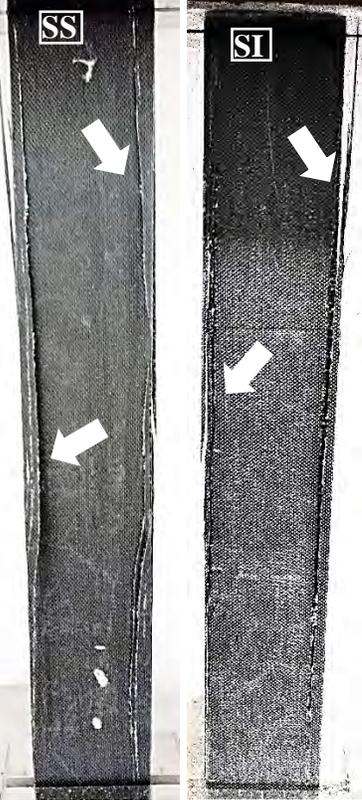
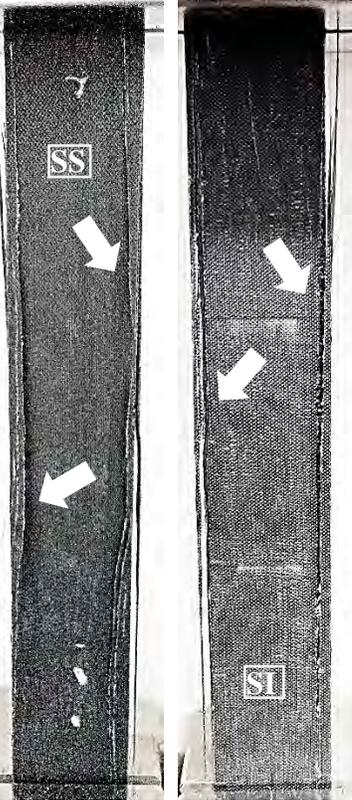
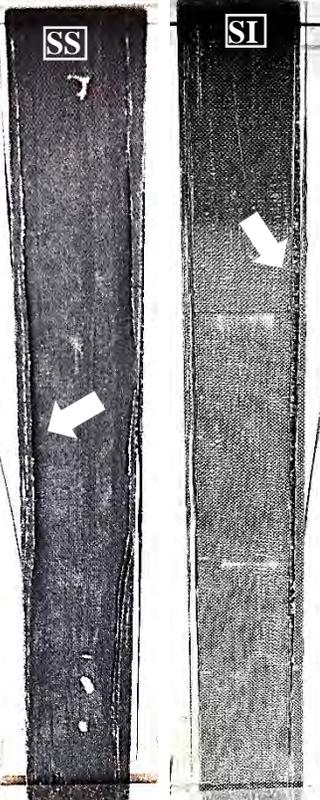
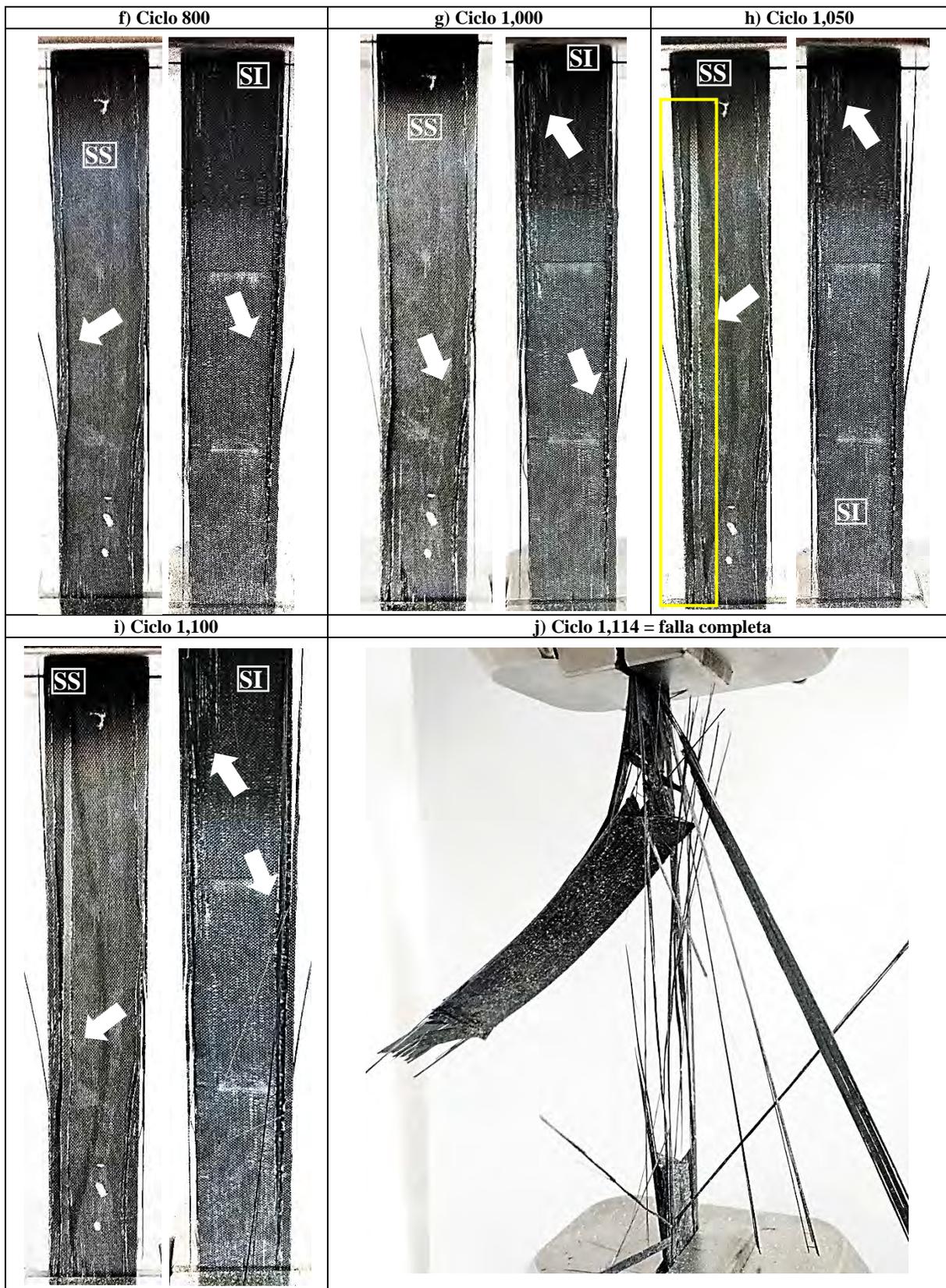


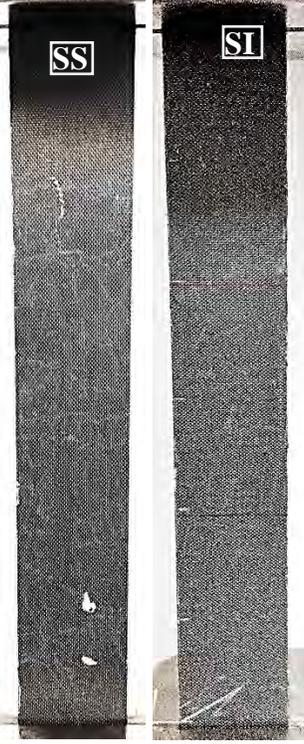
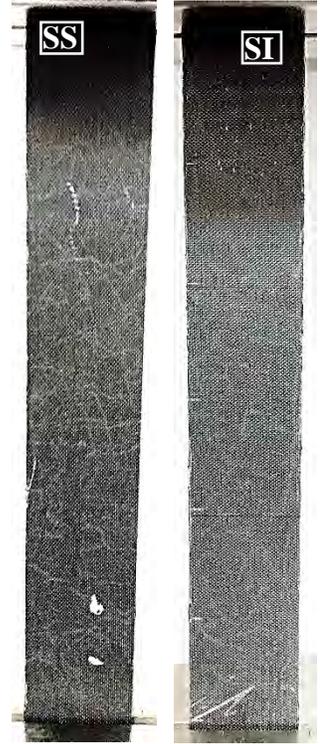
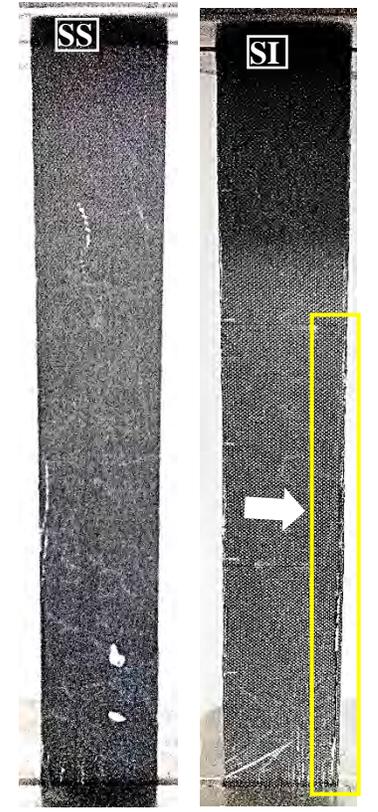
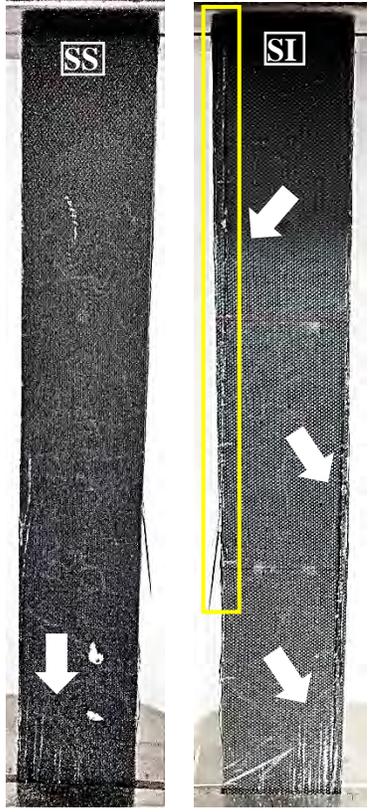
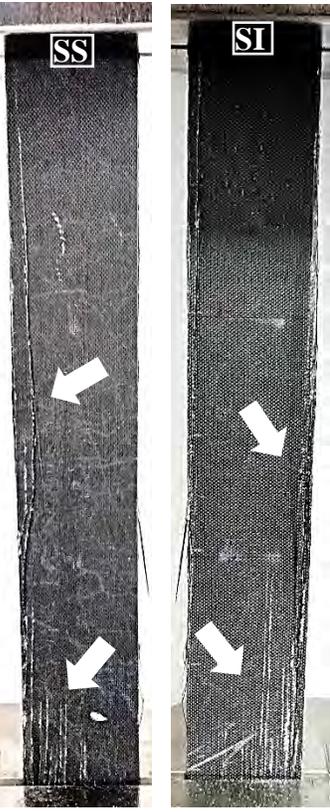
Figura D-9.16 Gráfica del Daño<sub>e</sub> y de la evolución del daño estimada por el modelo Shiri en función de la vida a fatiga normalizada de todas las probetas del laminado C1A.

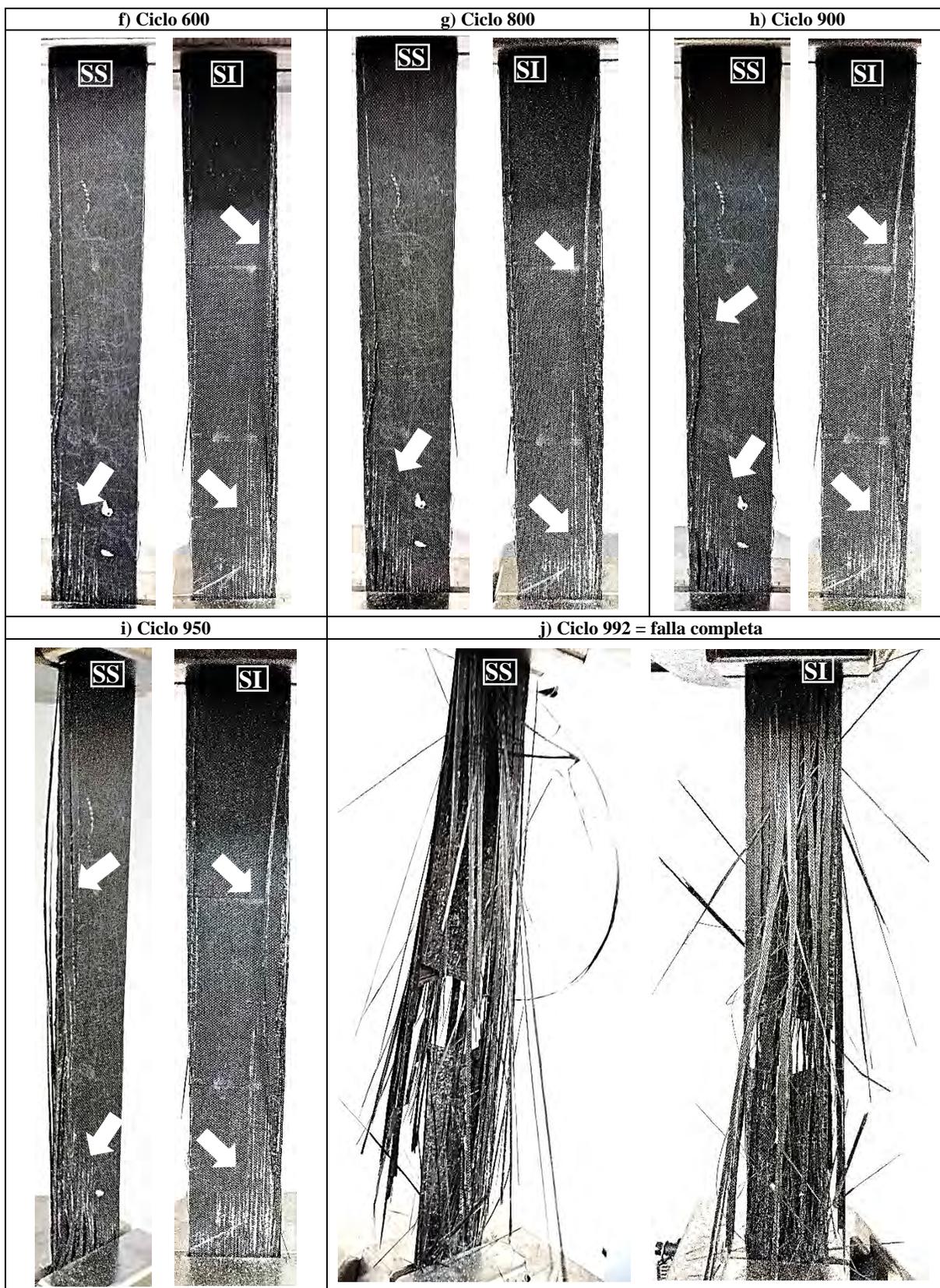
<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta C1A3</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>		<p>b) Ciclo 10</p>		
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta C1A3 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Aprox. a los 10 ciclos se genera una severa delaminación de grupos de fibras a 0° cerca de la zona de sujeción inferior en ambas superficies del laminado.</li> <li>• Antes de fallar de forma explosiva, se observa a los 250 ciclos una mayor degradación de la matriz y en las capas a 0° cerca de la zona de sujeción inferior de la probeta.</li> </ul>					
<p>c) Ciclo 50</p>	<p>d) Ciclo 100</p>		<p>e) Ciclo 150</p>		
					



<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta C1A4</b></p>	<p>a) Ciclo 0</p>	<p>b) Ciclo 10</p>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta C1A4 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Aprox. a los 10 ciclos se genera una severa delaminación de grupos de fibras a 0° cerca de los bordes en ambas superficies de la probeta.</li> <li>• Antes de fallar de forma explosiva, se observa a los 1,100 ciclos una mayor degradación de la matriz y en las capas a 0° de la probeta.</li> </ul>		
<p>c) Ciclo 100</p>	<p>d) Ciclo 400</p>	<p>e) Ciclo 600</p>
		



<p><b>Registro fotográfico del daño por fatiga en la probeta C1A5</b></p>	<p><b>a) Ciclo 0</b></p>		<p><b>b) Ciclo 10</b></p>	
<ul style="list-style-type: none"> <li>• En esta sección se presentan fotografías realizadas a la probeta C1A5 durante el ensayo a fatiga. En cada fotografía se indica si pertenece a la superficie superior (SS) o inferior (SI) del laminado.</li> <li>• Aprox. a los 100 ciclos se genera un desprendimiento de grupos de fibras a 0° cerca de la zona inferior de sujeción de la probeta.</li> <li>• Antes de fallar de forma explosiva, se observa a los 950 ciclos una mayor degradación de la matriz y en las capas a 0° de la probeta.</li> </ul>				
<p><b>c) Ciclo 100</b></p>	<p><b>d) Ciclo 200</b></p>		<p><b>e) Ciclo 400</b></p>	
				





# Referencias

---

- [1] R. F. Gibson, Principles of composite material mechanics, E.U.: Taylor & Francis Group, 2012.
- [2] M. F. Ashby, «Technology of the 1990s: Advanced materials and predictive design,» *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, nº A322, p. 393–407, 1987.
- [3] A. P. Mouritz, «Aerospace materials: past, present and future,» de *Introduction to Aerospace Materials*, Cambridge, UK, Woodhead Publishing Limited, 2012, pp. 15-38.
- [4] A. Misra, «12 Composite materials for aerospace propulsion related to air and space transportation,» de *Lightweight Composite Structures in Transport: Design, Manufacturing, Analysis and Performance*, Woodhead Publishing, 2016, p. 453.
- [5] A. P. Mouritz, «Fatigue of aerospace materials,» de *Introduction to aerospace materials*, Cambridge, UK, Woodhead publishing limited, 2012, pp. 469-497.
- [6] S. Wicaksono y G. Boay Chai, «A review of advances in fatigue and life prediction of fiber-reinforced composites.,» *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials Design and Applications.*, p. 18, 2012.
- [7] T. Kraus y M. Kühnel, «The global CRP-Market-Composites Market Report 2015,» Carbon Composites e.V., 2015.
- [8] B. Sorensen, «Materials and structures for wind turbine rotor blades – an overview,» *In: Proceedings of the 17th international conference on composite materials (ICCM 17)*, Edinburgh, 27–31 July 2009.
- [9] J. Montesano, H. Chu y C. Veer Singh, «Development of a physics-based multi-scale progressive damage model for assessing the durability of wind turbine blades,» *Composite Structures*, p. 13, 2016.
- [10] A. P. Vassilopoulos y T. Keller, Fatigue of Fiber-reinforced composites, New York: Springer, 2011.
- [11] C. Veer-Singh y R. Talreja, «A synergistic damage mechanics approach for composite laminates with matrix cracks in multiple orientations,» *Mechanics of Materials*, p. 15, 2009.
- [12] R. Talreja y V. S. Chandra, Damage and failure of composite materials., New York.: Cambridge University Press., 2012.
- [13] E. J. Barbero, Introduction to composite materials design, New York: Taylor & Francis Group, 2011.

- [14] K. Chawla, Composite materials: Science and Engineering., E.U.: Springer., 2013.
- [15] R. M. Jones, Mechanics of composite materials., E.U.: Taylor & Francis., 1999.
- [16] G. Staab, Laminar composites., E.U.: Butterworth Heinemann., 1999.
- [17] F. Campbell, Structural composite materials, E.U.: ASM International, 2010.
- [18] L. C. Dorworth, G. L. Gardiner y G. M. Mellema, Essentials of advanced composite fabrication & repair, Aviation Supplies & Academics, 2009, p. 81.
- [19] Composites, vol. 21, ASM International, 2001.
- [20] A. Vassilopoulos, Fatigue life prediction of composites and composite structures., E.U.: CRC Press., 2010.
- [21] A. P. Mouritz, «Fatigue of aerospace materials,» de *Introduction to Aerospace Materials*, Cambridge, UK, Woodhead Publishing Limited, 2012, pp. 469-497.
- [22] J. Rösler, H. Harders y M. Bäker, Mechanical Behaviour of Engineering Materials: Metals, Ceramics, Polymers, and Composites, New York: Springer, 2007.
- [23] 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.
- [24] F. Campbell, Fatigue and fracture: Understanding the basic, E.U. : ASM International, 2012.
- [25] 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.
- [26] C. Kassapoglou y M. Kaminski, «Modeling damage and load redistribution in composites under tension-tension fatigue loading.,» *Composites: Part A*, p. 10, 2011.
- [27] F. Wu y W. Yao, «A fatigue damage model of composite materials,» *International Journal of Fatigue*, p. 5, 2010.
- [28] S. Subramanian, K. Reifsnider y W. Stinchcomb , «Acumulative damage model to predict the fatigue life of composite laminates including the effect of a fiber-matrix interphase.,» *International Journal of fatigue*, p. 4, 1995.
- [29] X. Jian-xin y F. Zhen-yu, «Experimental study on the stiffness degradation of composite laminates under constant amplitud loading.,» *Mech Sci Tech*, 2005.
- [30] D. O. Stalnaker y W. Stinchcomb, «Load history–edge damage studies in two quasi-isotropic graphite epoxy laminates,» de *Composite Materials: Testing and Design*, Philadelphia, ASTM STP 674, 1979.

- [31] G. P. Sendeckyj, G. E. Maddux y E. Porter, «Damage documentation in composites by stereo radiography,» de *Damage in Composite Materials*, Philadelphia, ASTM STP 775, 1982.
- [32] K. V. Steiner, R. F. Eduljee, X. Huang y J. W. Gillespie, «Ultrasonic NDE techniques for the evaluation of matrix cracking in composite laminates,» *Compos Sci Technol*, 1995.
- [33] J. Graham-Jones y J. Summerscales, *Marine Applications of Advanced Fibre Reinforced Composites*, Cambridge, UK: Woodhead Publishing, 2016.
- [34] J. B. Chang, V. K. Goyal, J. C. Klug y J. I. Rome, «NASA/CR-2012-217347: Composite Structures Damage Tolerance Analysis Methodologies,» National Aeronautics and Space Administration (NASA) , El Segundo, California, 2012.
- [35] R. A. Simonds y W. W. Stinchcomb, «Response of notched AS4/PEEK laminates to tension/compression loading,» de *Advances in Thermoplastic matrix composite materials* , Philadelphia, American Society for Testing and Materials (ASTM), 1989, pp. 133-145.
- [36] O. Nixon-Pearson, . S. Hallett, . P. Withers y J. Rouse, «Damage development in open-hole composite specimens in fatigue. Part 1: Experimental investigation,» *Composite Structures*, vol. 106, pp. 882-889, 2013.
- [37] J. Tong, F. Guild, S. Ogin y P. Smith, «On matrix crack growth in quasi-isotropic laminates-I. Experimental Investigation,» *Composite Science*, p. 9, 1997.
- [38] K. W. Garrett y J. E. Bailey, «Multiple transverse fracture in 90-degree cross-ply laminates of a glass fiber-reinforced polyester.,» *J. Mat. Sci.*, vol. 12, n° 1, pp. 157-168, 1977.
- [39] Z. Hashin, «Analysis of cracked laminates: A variational approach.,» *Mech Mater.* , 1985.
- [40] S. Haojie, Y. Weixing y W. Yitao, «Synergistic Damage Mechanic Model for Stiffness Properties of Early Fatigue Damage in Composite Laminates,» *Procedia Engineering*, p. 11, 2014.
- [41] R. Talreja, «A continuum mechanics characterization of damage in composite materials,» *Proc. R. Soc. Lond.* , pp. 195-216, 1985.
- [42] R. Talreja, «A synergistic damage mechanics approach to durability of composite material systems.,» de *Progress in Durability Analysis of composite Systems.*, 1996.
- [43] J. Varna y R. Talreja, «Damage in composite laminates with off-axis plies,» *Composites Science and Technology*, p. 9, 1999.
- [44] N. V. Akshantala y R. Talreja, «A mechanistic model for fatigue damage evolution in composite laminates,» *Mechanics of Materials* , pp. 123-140, 1998.
- [45] N. V. Akshantala y R. Talreja , «A micromechanics based model for predicting fatigue life of composite laminates,» *Materials Science and Engineering A285*, pp. 303-313, 2000.

- [46] C. Colombo y L. Vergani, «Influence of delamination on fatigue properties of a fibreglass composite,» *Composite Structures*, pp. 325-333, 2014.
- [47] K. L. Reifsneider y S. W. Case, *Damage tolerance and durability of material systems*, E.U.: John Wiley & Sons, Inc. , 2002.
- [48] H. A. Whitworth, «A stiffness degradation model for composite laminates under fatigue loading,» *Composite Structures* , vol. 40, n° 2, pp. 95-101, 1998.
- [49] L. Lemaitre y J. Chaboche, *Mechanics of solid materials*, London: Cambridge University Press, 1990.
- [50] H. Mao y S. Mahadevan, «Fatigue damage modelling of composite materials,» *Composite Structures*, p. 6, 2002.
- [51] R. Kumar y R. Talreja , «Fatigue damage evolution in woven fabric composites,» de *41st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics, and materials conferences and exhibit*, Atlanta, 2002.
- [52] 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.
- [53] J. Montesano, *Fatigue Damage Characterization of Braided and Woven Fiber Reinforced Polymer Matrix Composites at Room and Elevated Temperatures*, Toronto, Canada: Department of Aerospace Engineering, Ryerson University, (PhD Dissertation), 2012.
- [54] D. S. de Vasconcellos, F. Touchard y L. Chocinski-Arnault, «Tension–tension fatigue behaviour of woven hemp fibre reinforced epoxy composite: A multi-instrumented damage analysis,» *International Journal of Fatigue*, n° 59, pp. 159-169, 2014.
- [55] W. Van Paepegem, «Fatigue testing methods for polymer matrix composites,» de *Creep and Fatigue in Polymer Matrix Composites*, Cornwall, UK, Woodhead Publishing Limited, 2011, pp. 461-491.
- [56] V. Harik, J. Klinger y T. Bogetti , «Low-cycle fatigue of unidirectional composites: Bi-linear S–N curves,» *International Journal of Fatigue*, n° 24, pp. 455-462, 2002.
- [57] D. F. Adams, L. A. Carlsson y B. R. Pipes, *Experimental characterization of advanced composite materials*, Third Edition, U.S.: CRC Press, 2003.
- [58] ASTM D3479/D3479M-96 (2007), *Standard test methods for tension-tension fatigue of polymer matrix composite materials*.
- [59] *ISO 13003, “Fibre reinforced plastic composites –Determination of fatigue properties under cyclic loading conditions”*.

- [60] B. Harris, *Fatigue in composite: Science and technology of the fatigue response of fibre-reinforced plastics*, Woodhead Publishing, 2003.
- [61] ASTM D3039/D3039M-08, Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials.
- [62] Z. Gürdal, R. T. Haftka y P. Hajela, *Design and optimization of laminated composite materials*, E.U.: John Wiley & Sons, Inc., 1999.
- [63] B. Harris, *Engineering composite materials*, The Institute of Materials, London, 1999.
- [64] A. P. Mouritz, «Manufacturing of fibre-polymer composite materials,» de *Introduction to aerospace materials*, Cambridge, UK, Woodhead publishing limited, 2012, pp. 303-337.
- [65] ACP Composites. [En línea]. Available: <http://www.acpsales.com/4.7-oz.-Uni-Web-Unidirectional-Carbon-Fiber.html>.
- [66] West System, *Vacuum Bagging Techniques*, USA: West System Inc, 2004.
- [67] Shimadzu, *Instruction manual- AG-Xplus Series*, Shimadzu Corporation , 2010.
- [68] E. Alcudia Zacarías, J. A. Paz González , A. Abúndez Pliego, B. González Vizcarra, M. L. Paz González y . A. Hernández Delgado, «Influencia del método de infusión de resina en las propiedades de un compuesto laminado polimérico,» *MEMORIAS DEL XXI CONGRESO INTERNACIONAL ANUAL DE LA SOMIM*, pp. 729-738, 2015.
- [69] I. M. Daniel y I. Ori, *Engineering mechanics of composite materials*, New York: Oxford University Press, 2006.
- [70] D. Baptiste, *Failure Mechanisms of Composite Materials Statistical Models for the Fracture of Disordered Media*, North-Holland , 1990.
- [71] M. Tuttle, *Structural Analysis of Polymeric Composite Materials*, Marcel Dekker, 2004.
- [72] J. Mayén , A. Abúndez, E. Alcudia, J. A. Arellano, J. Colín, I. Pereyra y I. Puente-Lee, «Fractographic relation between progressive failure and strain measurement techniques for recently developed configuration of carbon fiber/epoxy laminate,» *Polymer Testing*, vol. 57, pp. 156-164, 2017.
- [73] ASTM E111-04(2010), Standard Test Method for Young's Modulus, Tangent Modulus, and Chord Modulus..
- [74] Z. Hashin y A. Rotem, «A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials,» 1973.
- [75] «Imagen de avión Boeing 787.,» [En línea]. Available: [http://www.modernairliners.com/Boeing787\\_files/Specifications.html](http://www.modernairliners.com/Boeing787_files/Specifications.html)..

- [76] G. Reports. [En línea]. Available:  
<http://dsg.files.app.content.prod.s3.amazonaws.com/gereports/wp-content/uploads/2013/07/29110700/CarbonFiberBlade1.jpg>.
- [77] S. Shiri, M. Yazdani y M. Pourgol-Mohammad, «A fatigue damage accumulation model based on stiffness degradation of,» *Materials and Design*, pp. 1290-1295, 2015.
- [78] I. De Baere, W. Van Paepegem y J. Degrieck, «On the design of end tabs for quasi-static and fatigue testing of fibre-reinforced composites,» *Polymer Composites*, pp. 381-390, 2009.
- [79] I. Daniel, «Failure of composite materials,» *Strain*, pp. 4-12, 2007.