

**MANUFACTURA Y CARACTERIZACIÓN MECÁNICA
DE ESTRUCTURAS TIPO SÁNDWICH FABRICADAS
POR INFUSIÓN AL VACÍO PARA COMPONENTES
AERONÁUTICOS**

TESIS

QUE PARA OBTENER EL GRADO

ACADÉMICO DE

**MAESTRO EN CIENCIA Y TECNOLOGÍA EN
LA ESPECIALIDAD DE DISEÑO Y
DESARROLLO DE SISTEMAS MECÁNICOS**

PRESENTA

ING. JOSÉ TRINIDAD GALINDO GÓMEZ

**TUTOR ACADÉMICO: DR. MAURICIO
TORRES ARELLANO**



QUERETARO, QRO. JUNIO 2019.



Director de Posgrado
PICYT – CIDESI
Querétaro

Los abajo firmantes, miembros del Comité Tutorial del alumno **José Trinidad Galindo Gómez**, una vez leída y revisada la Tesis titulada “**Manufactura y caracterización mecánica de estructuras tipo sándwich fabricadas por infusión al vacío para componentes aeronáuticos**”, aceptamos que la referida tesis revisada y corregida sea presentada por el alumno para aspirar al grado de **Maestría en Ciencia y Tecnología** en la opción terminal de **Diseño y desarrollo de sistemas mecánicos** durante el Examen de Grado correspondiente.

Y para que así conste firmo la presente a los 20 días del mes de junio del año dos mil diecinueve.

Dr. Mauricio Torres Arellano

Director de Tesis



CIENCIA Y TECNOLOGÍA

Director de Posgrado
PICYT – CIDESI
Querétaro

Los abajo firmantes, miembros del Jurado del Examen de Grado del alumno **José trinidad Galindo Gómez**, una vez leída y revisada la Tesis titulada “**Manufactura y caracterización mecánica de estructuras tipo sándwich fabricadas por infusión al vacío para componentes aeronáuticos**”, aceptamos que la referida tesis revisada y corregida sea presentada por el alumno para aspirar al grado de **Maestría en Ciencia y Tecnología** en la opción terminal de **Diseño y desarrollo de sistemas mecánicos** durante el Examen de Grado correspondiente.

Y para que así conste firmo la presente a los 20 días del mes de junio del año dos mil diecinueve.

Dr. José Luis Sánchez Gaytán

Dr. Jose Alfredo Manzo

preciado

Presidente

Secretario

Dr. Rubén Pérez Mora

Vocal

Dedicatoria

“A mi amada madre por ser el pilar fundamental en todo lo que soy, en toda mi educación, tanto académica, como de la vida, por su incondicional apoyo perfectamente mantenido a través del tiempo, todo este trabajo ha sido posible gracias a ella”.

No hay palabras en este mundo para agradecerte, te amo mamá.

Agradecimientos

Durante estos años son muchas las personas que han participado en mi formación académica y a quienes quiero expresar mi gratitud por el apoyo y la confianza que me han prestado de forma desinteresada.

Al Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial (CIDESI) y el centro Nacional de Tecnologías Aeronáuticas (CENTA) por su acogida y el apoyo recibido durante los largos y fructíferos periodos que he desarrollado en ellos.

*Un sincero agradecimiento a mi director de tesis, **Dr. Mauricio Torres Arellano** por todo el tiempo que me ha dado, por sus sugerencias e ideas de las que tanto provecho he sacado y por su respaldo.*

*Agradezco a los doctores **José Alfredo Manzo Preciado, José Luis Sánchez Gaytán, Luis del Llano Vizcaya, Edgar Franco Urquiza, Pedro González, Rubén Pérez** por sus comentarios y recomendaciones.*

*También me complace agradecer por su agradable acogida y sus consejos a la maestra **Bertha Elisa Velasco Sánchez** y **Alicia**.*

*Debo un especial reconocimiento a **CONACYT** por la confianza que mostraron en mí al concederme una beca de maestría con lo cual fue posible realizar mis estudios.*

Resumen

La creciente demanda para la reducción de peso y una mayor eficiencia de combustible continúa estimulando el uso de materiales compuestos en las estructuras de aviones.

A medida que las estructuras aeronáuticas se vuelven más grandes y más complejas, los métodos tradicionales de fabricación en autoclave y *moldeo por transferencia de resina* (RTM) se vuelven caros. Esto ha provocado un interés renovado en las técnicas de procesamiento fuera de autoclave (out-of-autoclave, OoA). Sin embargo, el éxito en el proceso de infusión depende en gran medida de la habilidad y experiencia del operador.

Este estudio trata sobre la influencia del proceso de infusión de resina asistida por vacío (VARI) en las propiedades de estructuras sándwich con núcleo Honeycomb MT-160, con pieles de fibra de carbono biaxial, y matriz epoxi, ensayadas a flexión y tensión, utilizando diferentes variación del método VARI, para posterior aplicación en estructuras aeronáuticas. Se analizan dos vigas tipo sándwich fabricadas utilizando la técnica VARI seleccionada, y se someten a ensayo en flexión en cantiléver. Se analizan sus comportamientos mecánicos para determinar su viabilidad e implementación como alerones para un avión deportivo ligero (LSA).

Abstract

The rising demand for weight reduction and greater fuel efficiency continues to stimulate the use of composite materials in aircraft structures.

As the aeronautical structures become larger and more complex, traditional methods of manufacturing in autoclave and resin transfer molding (RTM) become expensive. This has caused a renewed interest in the processing techniques out-of-autoclave (OoA). However, success in the infusion process depends to a large extent on the skill and experience of the operator.

This study is about the influence of vacuum assisted resin infusion process (VARI) according to the properties of sandwich structures with Honeycomb MT-160 core, using biaxial carbon fiber and epoxy matrix skins, and tested by bending and tension, using different variations of the VARI method, for later applications in aeronautical structures. The obtained sandwich coupons, by means of different VARI techniques, are analyzed to compare their mechanical performance. One manufacture technique is selected to fabricate two sandwich beams with the nominal dimensions of Light Sport Aircraft ailerons. Mechanical test on these beams are carried on, in order to estimate their performances and reliability to be applied on LSA.

ÍNDICE

1.1 Introducción.....	1
1.2 Planteamiento del problema	3
1.3 Justificación.....	4
1.4 Objetivos	5
1.4.1 Objetivo general	5
1.4.2 Objetivos específicos.....	5
Capítulo 2 Antecedentes.....	6
Capítulo 3 Consideraciones teóricas.....	9
3.1 Fuerzas de corte y de presión	9
3.2 Funcionamiento de un alerón en aviones	10
3.3 Consideraciones estructurales en alerones	12
3.4 Materiales compuestos.....	12
3.5 Estructuras sándwich	15
3.5.1 Propiedades mecánicas (flexión y rigidez)	16
3.5.2 Nomenclatura de las estructuras sándwich	17
3.5.3 Defectos en fabricación y daños en el servicio.....	18
3.5.4 Tipos de fallas en paneles sándwich.....	19
3.5.5 Inspección no destructiva de compuestos.....	20
3.6 Moldeo Manual (Hand lay-up)	21
3.7 Estructuras sándwich en alerones	22
3.8 Infusión de resina asistido por vacío (VARI)	23
Capítulo 4 Metodología y desarrollo experimental	25
4.1 Metodología	25
4.2 Características de los materiales a utilizar.....	27
4.3 Desarrollo experimental.....	29
4.3.1 Fabricación de los laminados compuestos.....	29
4.3.2 Fabricación de las estructuras sándwich.....	32
4.3.3 Fallos y mejoras en el proceso de infusión al vacío (VARI) obtenidos en el proceso de manufactura de los laminados.....	35
4.3.4 Características de las probetas.....	37
Capítulo 5 Resultados y análisis estadístico de los datos experimentales en laminados y estructuras sándwiches	46
5.1 Resultados de los ensayos a tensión de los laminados.....	46

5.1.1 Resultados de los ensayos a tensión de los laminados por el proceso VARI e impregnación manual.....	46
5.1.2 Resultados de los ensayos a tensión de los laminados por el proceso VARI e impregnación manual.....	48
5.2 Resultados de los ensayos a flexión de los sándwiches.....	51
5.3 Modos de fallos presentados en el ensayo de flexión ASTM C393.....	59
5.4 Resultados de los ensayos a tensión de los sándwiches estandarizados bajo la norma ASTM C-297.	60
5.5 Modos de fallos presentados a tensión	64
5.6 Análisis microscópico de las fallas realizadas a tensión bajo los parámetros de ASTM C-297	65
5.7 Ensayo sobre una viga panel de abeja.....	67
5.8 Análisis de la viga sándwich.....	69
5.9 Análisis experimental de flexión con carga distribuida y en cantiléver de vigas tipo sándwich	71
5.9.1 Ensayo a flexión de viga sándwich 1 con empotre fijo	72
5.9.2 Ensayo a flexión de viga sándwich 2 con empotre fijo	75
Conclusiones	77
ANEXOS.....	79
Bibliografía.....	87

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Proceso de infusión. (Fotografía Cortesía CENTA).....	3
Figura 2. Maquinaria de autoclave. (Fotografía Cortesía CENTA).....	4
Figura 3. Prensa de RTM. (Fotografía Cortesía CENTA)	4
Figura 4. Piso de panel sándwich para un avión MD-80 [15].....	7
Figura 5. Flaps de un B767 fabricadas en material compuesto tipo sándwich [15].....	7
Figura 6. Esquema de VERITY.....	8
Figura 7. Perfil de un ala sujeta a un flujo de aire.....	10
Figura 8. Funcionamiento de los alerones [1].....	11
Figura 9. Dinámica de un alerón [1].	11
Figura 10. Alerón [2].	12
Figura 11. Dirección de las fibras [3].....	14
Figura 12. Estratificado en secuencia de apilamiento Cuasi-isotrópica [3].....	14

Figura 13. Resistencia y rigidez de un material sándwich con núcleo panal de abeja en comparación a un laminado sólido [3].....	16
Figura 14. Nomenclatura estructuras sándwich	18
Figura 15. Modos de falla en estructuras sándwich.....	19
Figura 16. Prueba sonora audible.	20
Figura 17. Moldeo manual	21
Figura 18. Proceso de infusión al vacío.....	23
Figura 19. Procedimiento para diseño y evaluación de los laminados y sándwiches.	26
Figura 20. Viga de nido de abeja.	27
Figura 21. Material cortado (Peel ply y Green Mesh)	29
Figura 22. Proceso de embolsado y aplicación de vacío.....	30
Figura 23. Lámina resultante del proceso de infusión.....	30
Figura 24. Proceso de embolsado y acomodo de mangueras.....	31
Figura 25. Inyección de resina en los laminados.	31
Figura 26. Corte de lámina en cortadora lineal.....	32
Figura 27. Mezcla de resina-endurecedor.....	32
Figura 28. Honeycomb adherido.....	33
Figura 29. Preformado sándwich en vacío	33
Figura 30. Retiro del aire y la humedad por medio del vacío	33
Figura 31. Panel sándwich.....	34
Figura 32. Trampa y bomba de vacío.	34
Figura 33. Láminas manufacturadas en VARI fallidas	35
Figura 34 .Fallos en los procesos de infusión.....	36
Figura 35. Probeta a tensión.	37
Figura 36. Códigos de falla de prueba de tracción.	38
Figura 37. Cubo para ensayos a tensión.....	38
Figura 38. Cubos adheridos a la probeta.	39
Figura 39. Configuración de ensayo a flexión plana.....	39
Figura 40. Dimensiones y tolerancia de la muestra del núcleo.	41
Figura 41. Dimensiones y tolerancias del conjunto adherido.....	42
Figura 42. Tipos de fallos a tracción plana.....	43
Figura 43. Carga en 3 puntos (configuración estándar).....	44
Figura 44. Dimensión de las probetas sándwich para tensión.....	44
Figura 45. Placa sándwich sometida a corte.	45
Figura 46. Probeta a flexión terminada.....	45
Figura 47. Falla en los laminados.....	50
Figura 48. Fallas presentadas en las estructuras sándwich sometidas a flexión de tres puntos.....	59
Figura 49. Fallas en las estructuras sándwich sometidas a tracción.	64
Figura 50. Microestructura obtenida por microscopia electrónica.	65
Figura 51. Falla por rotura del núcleo (B) y falla en el adhesivo (A).	66
Figura 52. Comportamiento del momento a flexión.	68
Figura 53. Sección para analizar la estructura sándwich.	68
Figura 54. Deflexión total en una viga panel de abeja.	69
Figura 55. Dimensiones de la viga sándwich 1.	69

Figura 56. Dimensiones de la viga sándwich 2.	70
Figura 57. Viga 1 seccionada.	70
Figura 58. A) Construcción de los laminados, B) Viga sándwich manufactura en los laboratorios de CENTA.	71
Figura 59. Viga sándwich en cantiléver.	72
Figura 60. Vista general de la viga sándwich y los equipos utilizados.	72
Figura 61. P3 Strain Indicator and Recorder.	73
Figura 62. Carga de los pesos sobre la viga en cantiléver.	73
Figura 63. Infusión directa sobre estructura sándwich.	79
Figura 64. Impregnación manual de las pieles.	80
Figura 65. Infusión directa con doble Green mesh.	81
Figura 66. Infusión puntual.	82
Figura 67. Infusión directa con Green mesh en la parte inferior.	83
Figura 68. Proceso de vacío del experimento 7.	84

LISTA DE GRAFICAS

Gráfica 1. Comparación de los ensayos a tracción.	46
Gráfica 2. Columna comparativa de esfuerzo y error para laminados VARI.	47
Gráfica 3. Comparación de resultados de las probetas impregnadas.	48
Gráfica 4. Comparación de error de los ensayos a tracción en los pre-impregnados.	49
Gráfica 5. Comparación de los ensayos a flexión de las probetas con caras manufacturadas por impregnación manual.	52
Gráfica 6. Barra de error de las muestras tipo I.	52
Gráfica 7. Comparación de las probetas sándwich 1, 2, 3 a flexión.	54
Gráfica 8. Comparación de error de los ensayos a flexión.	54
Gráfica 9. Grafica curva esfuerzo vs desplazamiento de los sándwich tipos III.	56
Gráfica 10. Grafica curva esfuerzo vs desplazamiento de los sándwich tipos IV.	57
Gráfica 11. Ensayos a flexión de las probetas sándwich a flexión de tres puntos.	58
Gráfica 12. Comparación de las curvas esfuerzo vs desplazamiento para los ensayos a la tracción plana.	63
Gráfica 13. Grafica esfuerzo vs deformación de la viga sándwich 1, parte superior sometida a tensión.	74
Gráfica 14. Grafica esfuerzo vs deformación de la viga sándwich 1, parte inferior sometida a compresión.	75
Gráfica 15. Grafica esfuerzo vs deformación de la viga sándwich 2, parte superior sometida a tensión.	76
Gráfica 16. Grafica esfuerzo vs deformación de la viga sándwich 2, parte inferior sometida a compresión.	76
Gráfica 17. Tiempo vs deformación unitaria en el ensayo a flexión de la viga 1 parte superior sujeta a tensión.	85
Gráfica 18. Tiempo vs deformación unitaria en el ensayo a flexión de la viga 1 parte inferior sujeta a compresión.	85
Gráfica 19. Tiempo vs deformación unitaria en el ensayo a flexión de la viga 2 parte superior sujeta a tensión.	86

Gráfica 20. Tiempo vs deformación unitaria en el ensayo a flexión de la viga 2 parte inferior sujeta a compresión.....	86
--	----

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Propiedades del honeycomb MT160.	27
Tabla 2. Propiedades de epolam 2015.	28
Tabla 3. Dimensiones mínimas recomendada para el área de la muestra y el bloque de carga.....	41
Tabla 4. Datos técnicos y experimentales del ensayo a tracción para laminados VARI	47
Tabla 5. Datos técnicos y experimentales del ensayo a tracción en el material impregnado manualmente.....	49
Tabla 6. Datos de las probetas a flexión tipo sándwich	51
Tabla 7. Datos geométricos y resultados a flexión de las probetas Tipo I a flexión.	51
Tabla 8. Esfuerzo cortante y esfuerzo en las caras de las probetas tipo I.....	53
Tabla 9. Datos técnicos y experimentales del ensayo a flexión en las estructuras sándwich.	53
Tabla 10. Esfuerzo cortante y esfuerzo en las caras de las probetas tipo II.	55
Tabla 11. Datos técnicos y experimentales del ensayo a flexión en las estructuras sándwich tipo III.	55
Tabla 12. Esfuerzo cortante y esfuerzo en las caras de las probetas tipo III.	56
Tabla 13. Datos técnicos y experimentales del ensayo a flexión en las estructuras sándwich tipo IV.....	57
Tabla 14. Esfuerzo cortante y esfuerzo en las caras de las probetas tipo IV.....	58
Tabla 15. Tipos de probeta y fallas presentadas en los ensayos de tensión plana.	66
Tabla 16. Calculo del centroide para la viga 1.....	70
Tabla 17. Materiales utilizados en el experimento 1.....	80
Tabla 18. Materiales utilizados en el experimento 2.....	81
Tabla 19. Materiales utilizados en el experimento 4.....	82
Tabla 20. Materiales utilizados en el experimento 6.....	83

Glosario

A

ASTM
American Society of Testing Materials, 37

F

Fr
Fuerza de sustentación, 11

H

Hand lay up
Moldeo manual, 29
Honeycomb
Panal de abeja, 5

L

L
Distancia, 11
LSA
Light Sport Aircraft, 2

M

Mpa
Megapascal, 50

N

NASA

National Aeronautics and Space, 6

P

P3
Strain Indicator an Recorder, 78

R

RTM
Resin transfer molding, 2

T

T
Torque, 11

V

VARI
Vacuum-Assisted Resin Infusión, 2
VARTM
Vaccum assited resin transfer molding, 7
VERITY
Vacuum Enhanced Resin Infusion Technology, 8

W

w
peso, 79

Capítulo 1 Generalidades del proyecto

1.1 Introducción

Los materiales compuestos utilizados en la industria aeronáutica a menudo se fabrican a partir de laminados apilados de fibras de carbono, que han sido preimpregnados con resina (prepregs) y que pueden producir laminados increíblemente rígidos y resistentes [1]. La fibra de carbono se ha convertido en uno de los materiales compuestos más utilizados en la industria aeronáutica, aeroespacial y automovilística debido a sus propiedades mecánicas, como peso ligero, buena resistencia a la fatiga, alta resistencia específica, baja densidad, resistencia a la acción del fuego. Sin embargo su uso está más condicionado por su costo real de fabricación y puesta en servicio. [2]

En el siglo pasado se introdujo la aplicación de las estructuras sándwich. Desde su aparición se han convertido en una alternativa a las grandes estructuras metálicas usadas en los aviones. Las estructuras sándwich ofrecen ligereza, al aumentar el grosor del núcleo aumenta la rigidez, mientras que el peso es mínimo, presentan buen aislamiento térmico, debido a la alta rigidez no es necesario usar refuerzo externos, *como largueros y marcos* [3], la variedad de estructuras sándwich utilizada viene dado por las propiedades del tipo de estructura en el que se desee aplicar.

Las estructuras sándwich de fibra de carbono y núcleo de aramida consisten en un núcleo panel de abeja cubierto por dos capas de fibra de carbono, cuales pueden proporcionar una rigidez específica, alta energía de absorción y grandes deformaciones plásticas capacidades debidas a la interacción entre los laminados de sus caras y el núcleo, por lo cual es cada vez más usado en un amplio rango de aplicaciones [4]. Sin embargo, se reporta que la carga y energía de deformación de las fibras de carbono decrecen significativamente cuando se presenta *la separación o delaminación en la interfaz cara-núcleo*. [5]

La frecuente aparición de fallas en la interface son causadas principalmente por dos razones: *débil adhesión de la resina epoxi*, [6] y *concentración de esfuerzos en la zona de interfaz*. Por lo tanto, el esfuerzo en la interfaz y dureza es identificado como factores claves para este tipo de estructuras.

El procesamiento de materiales compuestos depende de un ciclo de curado bajo calor y presión considerables para producir una pieza final de calidad, los procesos de Autoclave y RTM tienen que estar en sincronía con el tamaño de las estructuras compuestas [4], equipos demasiados grandes resultan particularmente caros. Como resultado la técnica de *infusión* se convierte en una alternativa viable, esto como resultado de que la parte superior es una bolsa que se adapta a la simetría de la pieza a construir, sin embargo el espesor final y la distribución de resina son variables difíciles de conocer, y esto dependerán de las condiciones climáticas donde se desarrolle este método.

Por lo tanto, el objetivo de este estudio es adoptar un método de manufactura utilizando variantes del método de infusión de resina líquida al vacío (VARI) en donde la resina líquida actúa como adhesivo en la interfaz de la estructura sándwich y utilizando revestimientos delgados, de modo que las cargas de tensión y flexión, así de las estructuras sándwich puedan mejorarse.

Otro de los puntos a mencionar es que se busca que estas estructuras sándwich se apliquen a la aviación general, particularmente en los aviones deportivos ligeros (LSA), por lo cual se incluyen un análisis experimental para una viga utilizada de refuerzo en un alerón y constituido esta viga su totalidad de estructuras sándwich.

1.2 Planteamiento del problema

Los actuales trabajos de fabricación de aeronaves tienen un estimado de más del 50 % en peso en componentes de compuestos avanzados. Los aviones deportivos ligeros son aviones de uso deportivo cuyo peso no debe exceder los 600 kg, en la búsqueda de fabricarlos resistentes y ligeros se han introducido materiales compuestos en sustitución de materiales de uso convencional, introduciendo laminados en distintas partes de estos, y estructuras sándwich en los componentes de sus alas. Sin embargo las estructuras sándwich pueden presentar delaminación o rotura en servicio, por lo cual escoger un método de manufactura adecuado puede mejorar las propiedades de estos.

Para fabricar estructuras de control de una aeronave deportiva de materiales compuestos reforzados con *paneles sándwich*, las técnicas de manufactura utilizadas tienen que estar en sincronía con *el tamaño y forma de la pieza* a fabricar del avión, de modo que se obtenga propiedades adecuadas a bajo costo, Moldeo por Transferencia de Resina (RTM) (*Figura 3*) y Autoclave (*Figura 2*), presentan limitaciones técnicas y económicas respecto al tamaño y la forma de grandes estructuras. Es preciso levantar y generar información relevante con respecto a las estructuras sándwiches con núcleo de aramida aplicadas en estructuras de un avión LSA y sentar bases para aplicación de estas estructuras en otros posibles componentes de un LSA, las técnicas de manufactura fuera de autoclave, representan una alternativa para ello.



Figura 1. Proceso de infusión.
(Fotografía Cortesía CENTA)



Figura 2. Maquinaria de autoclave.
(Fotografía Cortesía CENTA)



Figura 3. Prensa de RTM.
(Fotografía Cortesía CENTA)

1.3 Justificación

En la construcción de estructuras sándwich una alternativa viable es el método de infusión de resina líquida al vacío (VARI), proceso que conduce a la reducción de los costos de fabricación al permitir obtener piezas con simetrías complejas, sin embargo se carece de información suficiente sobre el comportamiento mecánico del proceso de infusión en estructuras complejas de gran tamaño.

En la búsqueda de innovar el proceso de construcción de estructuras sándwich y su aplicación en estructuras aeronáuticas, se propone la investigación de las características de estructuras sándwiches adheridas utilizando resina epoxi en la zona de interfaz, esto con el objetivo de mejorar las prestaciones mecánicas.

De estudios anteriores se conoce que las fallas en estas estructuras se dan principalmente en la interfaz debido a lo frágil de las uniones y a la concentración de esfuerzos, la mayoría de estudios se realizan basados en láminas de adhesivo

realizando la función de interfaz en las estructuras sándwich y activados térmicamente en autoclave. Por lo cual la obtención de información en esta investigación es importante y sustentará bases para futuras investigaciones y aplicaciones en estructuras sándwich con núcleo de aramida y revestimientos delgados que utilizan resinas epoxi en su zona de interfaz.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo general

Caracterización de las propiedades mecánicas de elementos estructurales reforzados con núcleos panel de abeja (Honeycomb) y fibra de carbono, fabricados mediante infusión de resina al vacío (VARI), para ser empleadas en estructuras de aviones deportivos ligeros (LSA).

1.4.2 Objetivos específicos

- Fabricar laminados y elementos estructurales (Infusión con resina líquida al vacío).
- Evaluar las propiedades mecánicas (tensión y flexión) de los materiales utilizados en el alerón de una aeronave deportiva.
- Realizar ensayo a flexión de una viga compuesta de estructuras sándwich.
- Analizar el comportamiento mecánico del componente estructural (viga sandwich).

Capítulo 2 Antecedentes

En esta capítulo se hace una revisión bibliográfica y de campo sobre los trabajos de investigación y desarrollos tecnológicos más importantes, realizados hasta la fecha, sobre el proceso de infusión, materiales compuestos y su aplicación en aeronaves.

Los primeros elementos fabricados de material compuesto introducidos en aviones de transporte comercial, se realizaron en el periodo de 1972 a 1986, dentro del programa establecido por la NASA llamado: Aircraft Energy Efficiency (ACEE) en el cual se empleó el compuesto Narmco T300/5208 hecho de plástico epóxico reforzado con fibra de carbono.

El avión A310 de Airbus fue el primero en que su caja de torsión del estabilizador vertical estaba hecha de material compuesto, el avión A340 (1992) presento 13% en peso de materiales compuestos [5].

En 1991 Cruz estableció un método para optimizar el diseño de materiales sándwich para aplicaciones en aeronaves [6].

En 1995 Sleight estudio el comportamiento de inestabilidad en estructuras sándwich expuesta a cargas de compresión cuando ocurría el desprendimiento entre el núcleo y la cubierta, observo que estas estructuras sándwich podían emplearse en futuros diseños de aeronaves como parte estructural principal en el fuselaje [7]. En 1998 Rouse [8] realizo un análisis del comportamiento de este tipo de estructuras, en paneles para fuselaje simulando el efecto del orificio de una ventana.

En 2001 Stanley [9] realizo el desarrollo de un material de poliuretano o espuma de polimetacrilamida, estos con la particularidad de que las cubiertas están cocidas entre sí mediante fibras de kevlar, aumentado su tolerancia al daño por separación de la cubierta con el núcleo.

Los aviones MD-80 que entraron en servicio a finales de la década de los años 80 presentaban en su piso materiales tipo sándwich.



Figura 4. Piso de panel sándwich para un avión MD-80 [15].



Figura 5. Flaps de un B767 fabricadas en material compuesto tipo sándwich [15].

En la construcción de partes de materiales compuestos el proceso de infusión está tomando popularidad para fabricar estructuras grandes.

Hay muchas variantes del proceso de infusión al vacío, una ellas desarrolladas por Randoget A. (2005) [10]. Los procesos comunes son Moldeo por transferencia de resina asistida al vacío **VARTM** por Koefoed MS (2003) [11] y Correia NC (2004) [12], **SCRIMP**-Seemann Composites Resin Infusion Moulding Process por Boh JW (2005) [13], **VARI**- Asistido al vacío, Proceso de infusión de resina por Tzetzis D (2008) [14], Yosuke Nagao (2005) de la agencia de exploración aeroespacial de Japón (JAXA), ha desarrollado una estructura de la cola usando el proceso **AVARTM** [15].

Generalmente los procesos de infusión están plegados de limitaciones tales como: una menor fracción *de volumen de fibra*, *falta de distribución de resina uniforme*, *mayor porosidad*, *control de grosor de la pieza*, *obstrucción de la resina y líneas de alimentación al vacío y similares*. CSIR-NAL ha desarrollado un proceso de infusión patentado llamado **VERITY** (Tecnología de infusión de resina mejorada al vacío) [16]. El proceso está diseñado de tal manera que se escale desde un nivel laminado primario hasta una compleja estructura curada como el ala de un avión de transporte.

El principio de VERITY (*Figura 6*) es que el refuerzo se mantiene en el molde impregnado con resina, esto se logra aplicándole vacío para impregnar los refuerzos, posteriormente, la parte se cura en autoclave en el que se aplica presión externa antes de la gelificación con el fin de lograr la fracción de volumen de fibra deseada y una mejor compactación de las uniones curadas y regiones más gruesas [17].

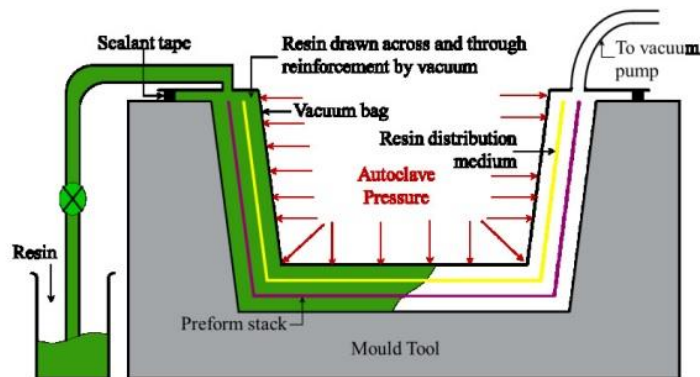


Figura 6. Esquema de VERITY.

Por último en VARI se pueden alcanzar mayores fracciones volumétricas de refuerzo ya que el refuerzo se compacta por la presión de vacío y solo se necesita añadir una mínima cantidad de resina. Se pueden alcanzar fracciones volumétricas de hasta 70%, por lo cual su empleo en la industria aeronáutica ha ido en aumento con el tiempo, de igual forma el uso de sándwich ha evolucionado desde su uso en los pisos de aeronaves hasta su actual aplicación en superficies de control en aeronaves.

Capítulo 3 Consideraciones teóricas

En este capítulo se tratarán los fundamentos teóricos del funcionamiento de una alerón, esto con el objetivo de analizar un refuerzo estructural (viga) que se las características base que presentan, así como de los materiales compuestos y en específico las estructuras sándwich.

3.1 Fuerzas de corte y de presión

El arrastre y la sustentación se definen como los componentes de fuerza paralela y normal, respectivamente, ejercidas sobre un cuerpo en movimiento por el fluido en movimiento, a la velocidad relativa de aproximación.

Los esfuerzos cortantes son aquellos que actúan a lo largo de la superficie del ala, la velocidad del fluido sobre la parte superior del ala es mayor que la velocidad de corriente libre, por lo cual de acuerdo a la ecuación de Bernoulli, la presión en la parte superior es menor que la presión de corriente libre, lo que da como resultado una presión mayor que la de la velocidad de corriente libre. Este gradiente de presión es el responsable de la fuerza de sustentación sobre un ala, mientras que las fuerzas de arrastre es el resultado de tanto de las diferencias de presión como de los esfuerzos cortantes. La sustentación y el arrastre pueden calcularse directamente a partir de los esfuerzos de presión y los esfuerzos viscosos [21].

$$d(\text{Arrastre}) = p dA \sin \theta + \tau_0 dA \cos \theta \dots \dots \dots (1)$$

$$\text{Arrastre} = \int (p \sin \theta + \tau_0 \cos \theta) dA \dots \dots \dots (2)$$

Mientras que la fuerza elemental de sustentación

$$d(\text{Sustentacion}) = p dA \cos \theta - \tau_0 dA \sin \theta \dots \dots \dots (3)$$

$$\text{Sustentación} = \int (p \cos \theta - \tau \sin \theta) dA \dots \dots \dots (4)$$

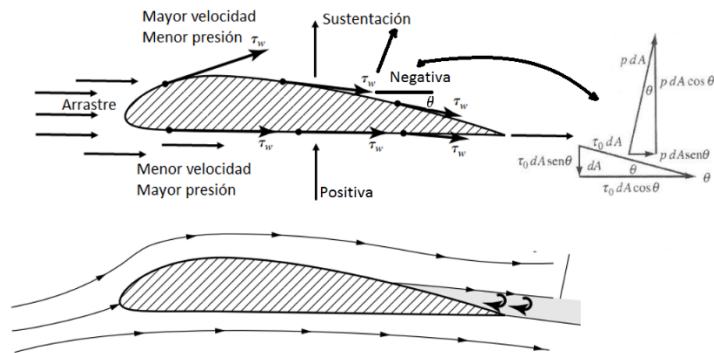


Figura 7. Perfil de un ala sujeta a un flujo de aire.

El esfuerzo cortante sobre un ala constituye una porción muy pequeña de la sustentación total y por lo cual puede despreciarse, más comúnmente las fuerzas se calculan con coeficientes de arrastre y sustentación.

Como se observa en la figura 7 el extradós tiene más curvatura que el intradós, por lo tanto es mayor la distancia que tienen que recorrer las partículas de aire por arriba que por abajo que es mucho más plana, si tenemos dos partículas que parten al mismo tiempo del borde de ataque, pero una pasa por arriba y otra por abajo, para que lleguen al mismo tiempo al borde de salida, la que va por arriba que recorre mayor distancia tendrá que ir más rápido y del principio de Bernoulli tenemos que al aumentar la velocidad de las partículas de un fluido, su presión disminuye y al disminuir su velocidad la presión aumenta.

3.2 Funcionamiento de un alerón en aviones

Los alerones se pueden usar para generar un movimiento de balanceo en un avión. Los alerones son pequeñas secciones con bisagras en la parte exterior de un ala, generalmente funcionan en oposición: como el alerón derecho se desvía hacia arriba, el alerón izquierdo se desvía hacia abajo.

Los alerones funcionan cambiando la forma efectiva de la superficie aerodinámica de la parte exterior del ala, cambiar el ángulo de deflexión en la parte posterior de un perfil cambiará la cantidad de sustentación generada por la lámina. Con una

mayor desviación hacia abajo, la **sustentación** aumentara en la dirección ascendente.

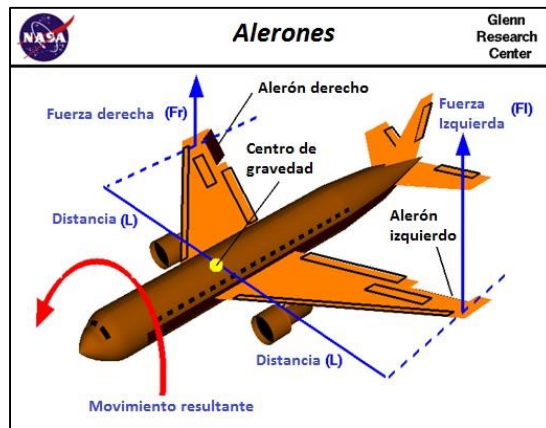


Figura 8. Funcionamiento de los alerones [1].

El alerón en el ala izquierda se desvía hacia abajo, el alerón en el ala derecha se desvía hacia arriba, por lo tanto, el levantamiento en el ala izquierdo se incrementa, mientras que el levantamiento en el ala derecha se reduce. Para ambas alas, la **Fuerza de Sustentación** (F_r o F_l) de la sección de ala a través del alerón se aplica en el centro aerodinámico de la sección que está a cierta distancia (L) de la aeronave del centro de gravedad. Esto crea un torque (T) sobre el centro de gravedad.

$$T = F \times L \dots \dots \dots (5)$$

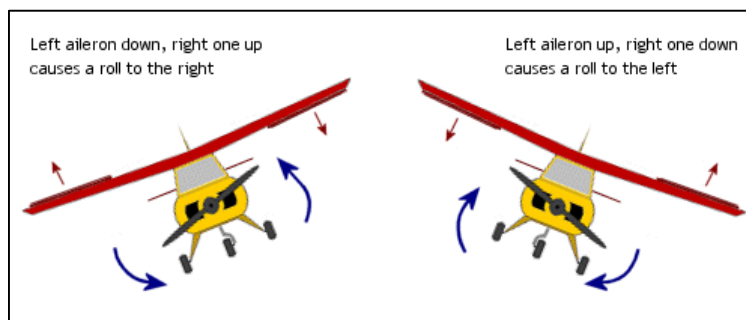


Figura 9. Dinámica de un alerón [1].

Si las fuerzas y distancias son iguales, no hay par neto en la aeronave. Pero si las fuerzas son desiguales, hay un par neto y el avión gira alrededor de su centro de gravedad. Para las condiciones que se muestran en la *Figura 9*, el movimiento

resultante hará rodar la aeronave hacia la derecha (en el sentido de las agujas del reloj) [18].

3.3 Consideraciones estructurales en alerones

El diseño de un alerón compuesto se desarrolla a la carga máxima según:

- a) Falla sin pandeo y fuerza.
- b) Reducción de peso con respecto al original.
- c) Reducción del número de partes.

A partir de las *cargas últimas externas* que actúan sobre el alerón, *las cargas internas*, los flujos de cizalladura y las tensiones normales se evalúa un alerón mediante la teoría elemental. La estructura es considerada como una concentración de elementos: la piel y tela resisten únicamente los flujos de **cortantes del viento**, mientras que las capas el **esfuerzo normal** debido a la flexión [19].

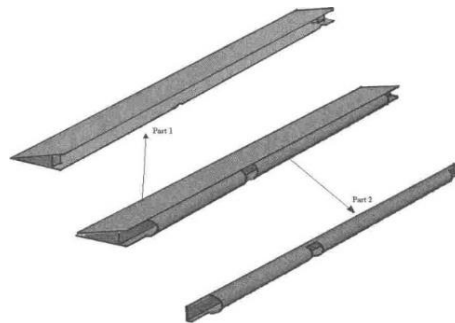


Figura 10. Alerón [2].

3.4 Materiales compuestos

Los materiales compuestos consisten de la unión de dos o más materiales que se mezclan para lograr propiedades estructurales específicas. Las propiedades de un material compuesto son superiores a las propiedades de los materiales individuales con lo que está constituido [3].

Los materiales compuestos en ingeniería son del tipo macro-compuestos, Stupenongo lo define como “combinación macroscópica de dos o más materiales que poseen una **interface** discreta y reconocible que los separa, debido a ello son heterogéneos” [20]. Las fases constituyentes deben tener propiedades diferentes y además las propiedades del material compuesto deben ser notablemente diferentes de sus constituyentes. Si se comparan las propiedades mecánicas de la matriz y el refuerzo, se obtienen pendientes diferentes, por lo tanto módulos de elasticidad diferentes [21].

De manera más específica, los componentes de un material compuesto se denominan **matriz** y **refuerzo**, mientras que la superficie de conexión entre estos se denomina **interfaz** [22].

Las principales ventajas de los materiales compuestos son su alta resistencia, peso relativamente bajo y resistencia a la corrosión [3]. Los materiales pueden ser **isotrópicos, orto-trópicos** o **aniso-trópicos**, los materiales isotrópicos presentan las mismas propiedades en cualquier dirección, los materiales anisotrópicos presentan direccionalidad en sus propiedades mecánicas y los materiales orto-trópicos presentan diferentes propiedades en cualquier dirección [23].

Una fibra es un elemento principal de transporte de carga del material compuesto, un compuesto es solo fuerte y rígido en la dirección de las fibras, una matriz soporta las fibras y las une en el material compuesto, la matriz transfiere cualquier carga aplicada a las fibras, proporciona la resistencia estructural compuesta y determina la temperatura máxima de servicio de un compuesto.

Propiedades como la **rigidez**, la **estabilidad dimensional** y la **resistencia** de un laminado compuesto, dependen de la **secuencia de apilamiento** de las capas [3].

Estratificado y orientación de la fibra

La resistencia y rigidez de un material compuesto depende de la **secuencia** de orientación de las capas. La selección adecuada de la orientación de las capas en

materiales compuestos avanzados es necesaria para proporcionar un diseño estructuralmente eficiente.

La resistencia y la rigidez en una fibra **unidireccional** se ejecutan en la dirección de esta, las fibras en un material bidireccional se ejecutan en dos direcciones, generalmente separadas a 90°.

Una pieza de material compuesto puede requerir capas de 0° para reaccionar a **cargas axiales**, capas de ±45° para reaccionar a **cargas cortantes** y capas de 90° para reaccionar a **cargas laterales** [3].

A la unión de varias capas de fibra se le llama **estratificado**, como se aprecia en el esquema siguiente.

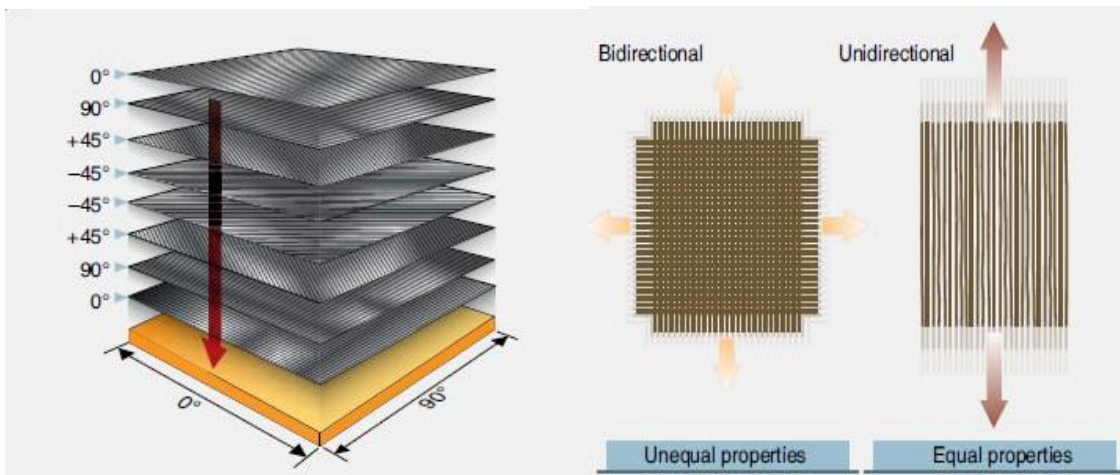


Figura 12. Estratificado en secuencia de apilamiento Cuasi-isotrópica [3].

Figura 11. Dirección de las fibras [3].

Generalmente los compuestos estratificados tienen orientaciones de 0°, 45°, -45° y 90°, como se muestra la Figura 12. Los choques de impactos y golpes provocan un efecto llamado **delaminación**, este fenómeno es la separación de entre dos capas adyacentes.

Cuando los estratificados se calientan o se enfrían, las dilataciones no son uniformes, esto se traduce en una distorsión de la pieza, para evitarla, se requiere que el estratificado tenga lo que se conoce como **simetría espejo**, esto significa

que las orientaciones de las fibras en las diferentes capas, tienen que tener **simetría** respecto del plano medio.

Existen arreglos de fibras unidireccionales, bidireccionales y en tres dimensiones. Los arreglos bidimensionales forman telas.

Una fibra individual se llama filamento, los paquetes de **filamentos** se les llama **roving's**, los roving's de carbono se identifican como roving's 3K, 6K o 12K, K significa 1000 filamentos.

3.5 Estructuras sándwich

Un concepto de panel estructural consiste en su forma más simple de dos hojas frontales paralelas relativamente delgadas unidas y separadas por un núcleo relativamente grueso y liviano [3], presentan alta resistencia, alta rigidez en el exterior, un material de núcleo grueso y liviano en el interior [24], pueden soportar cargas pesadas similares a estructuras sólidas, a pesar de ser muchas veces más ligera.

Las cargas de **cizallamiento** o corte, se transfieren entre las placas del panel y el material del núcleo, tienen cierta influencia sobre la rigidez a la flexión y la rigidez a la torsión de la estructura tipo sándwich [25]. Se fabrican con mayor frecuencia usando **curado en autoclave**, curado a presión o curado con bolsa de vacío. Los laminados usados de piel pueden procurarse y unirse posteriormente al núcleo, cocurados al núcleo en una operación, o una combinación de los dos métodos [3]. Existen muchos tipos de materiales de núcleo de estructura de sándwich que incluyen espuma, estructuras de panal de abejas y cartón corrugado.

3.5.1 Propiedades mecánicas (flexión y rigidez)

La construcción en sándwich tiene una alta rigidez a la flexión con un peso mínimo en comparación con la construcción de aluminio y compuesto laminado. La mayoría de paneles son **anisotrópicos**, aumentar el grosor del núcleo aumenta en gran medida la rigidez de la construcción en nido de abeja, mientras que el aumento de peso es mínimo, debido a la **alta rigidez** de una construcción en nido de abeja, no es necesario usar refuerzos externos, como largueros y marcos [3].


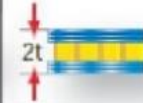

	Material sólido	Esesor del núcleo t	Esesor del núcleo $3t$
			
Esesor	1.0	7.0	37.0
Fuerza de flexión	1.0	3.5	9.2
Peso	1.0	1.03	1.06

Figura 13. Resistencia y rigidez de un material sándwich con núcleo panel de abeja en comparación a un laminado sólido [3].

La mayoría de las estructuras de nido de abeja en la construcción de aeronaves tienen *láminas de aluminio, fibra de vidrio, Kevlar o fibra de carbono*. Las láminas de fibra de carbono no se pueden usar con núcleos nido de abeja de aluminio, ya que el aluminio se corroe, las hojas de frontales de muchos componentes, como spoiler y controles de vuelo, son muy finas, a veces solo 3 o 4 capas [3]. El material de núcleo más utilizado es papel aramida.

3.5.2 Nomenclatura de las estructuras sándwich

La terminología **D3878** define términos relativos con las fibras de alto módulo y sus compuestos, así como los términos relacionados a construcciones sándwich.

Símbolo	Significado	Símbolo	significado
b	Ancho de la muestra	P_{max}	Fuerza máxima transmitida por la muestra de ensayo antes del fallo
c	Espesor del núcleo	F^{ftu}	Esfuerzo máximo en el plano de tracción
d	Espesor total del sándwich	F_{max}^Z	Esfuerzo máximo a la tracción plana
D^{Enom}	Rigidez a la flexión eficaz del sándwich	S_{n-1}	Desviación estándar de una muestra de población para una propiedad dada
E_f	Módulo de acorde a la cara efectiva	σ	Esfuerzo o fuerza de cara
ε	Medición de la deformación en las caras	t	Espesor de la cara
F^u	Esfuerzo máximo en las caras (tensión o compresión)	x_1	Resultado de la prueba para una muestra individual de la población de la muestra para una propiedad dada
F_c	Esfuerzo cortante permisible en el núcleo	x	Media o promedio (estimación de la media) de un muestra de población determinada
F_s^{ult}	Esfuerzo cortante máximo en el núcleo	P	Fuerza aplicada
F_s^{yield}	Esfuerzo cortante de fluencia en el núcleo	n	Numero de especímenes
k	Factor de resistencia al corte para asegurar la falla del núcleo	l_{pad}	Longitud de la plataforma de carga
L	Longitud del tramo de carga	S	Longitud del tramo de soporte

La prueba de flexión en una construcción sándwich plana se puede realizar para determinar la *rigidez a la flexión del sándwich*, la *resistencia al cizallamiento del núcleo*, y el *módulo de cizallamiento del núcleo*, o los *revestimientos de compresión* y las *tensiones de tracción*. La prueba del cizallamiento del núcleo también se puede usar para evaluar *las uniones de núcleo a cara*.

Para nombrar una placa se utiliza la siguiente nomenclatura:

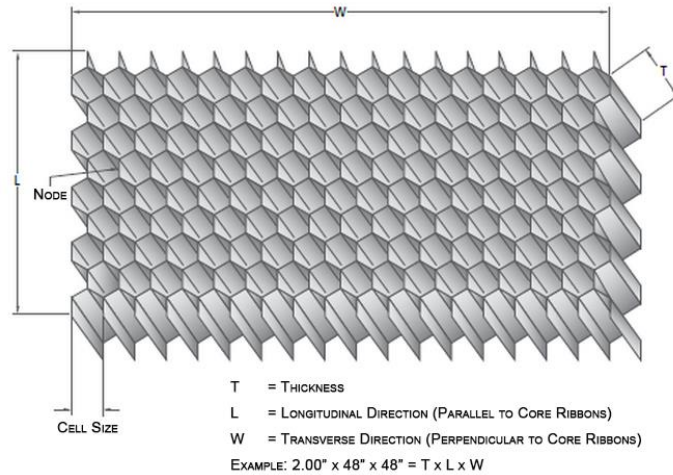


Figura 14. Nomenclatura estructuras sándwich.

- N_x, N_y, N_z -Fuerzas distribuidas en el plano del panel.
- M_x, M_y, M_z -Momentos aplicados en los bordes.
- Q_x, Q_y -Reacciones del borde fuera del plano.
- q -Presión uniforme.

3.5.3 Defectos en fabricación y daños en el servicio

El daño a la fabricación incluye anomalías, como porosidad, microfisuras y deslaminaciones resultantes de discrepancias en el procesamiento, daños por impacto. En aplicaciones no estructurales una parte rica en resina, no es necesariamente malo, pero agrega peso, se denomina **resina muerta** si se extrae demasiada resina durante el proceso de curado o si no se aplica suficiente resina durante el proceso. La relación de fibra a resina de **60:40** se considera óptima.

3.5.4 Tipos de fallas en paneles sándwich

- a. Fallo en la cara frontal. La falla inicial puede ocurrir en la compresión o tensión. Causada por el grosor insuficiente del panel, el espesor del revestimiento o la resistencia del revestimiento.
- b. Falla por cortante transversal. Causado por una resistencia insuficiente al cortante del núcleo o paneles grueso.
- c. Aplastamiento por flexión del núcleo. Causado por insuficiente del núcleo a esfuerzos de compresión en el plano o excesiva deflexión de la viga.
- d. Aplastamiento local del núcleo. Causado por la baja resistencia a la compresión del núcleo.
- e. Pandeo general. Causado por insuficiente espesor del panel o insuficiente rigidez cortante del núcleo.
- f. Prensado por cortante. A veces ocurre después, y como consecuencia del pandeo general, causada por un bajo módulo de corte del núcleo o una baja resistencia adhesiva al corte.
- g. Arrugas en la cara. Pandeo frontal como una placa sobre una base elástica, puede doblarse hacia adentro o afuera dependiendo de las resistencias relativas del núcleo en compresión y el adhesivo en tensión plana.
- h. Pandeo intracelular, hoyuelos. Solo aplicable a los núcleos celulares, ocurre con caras muy delgadas y grandes celdas centrales. Este efecto puede causar fallas al propagarse a través de las celdas adyacentes, lo que provoca arrugas en la cara.

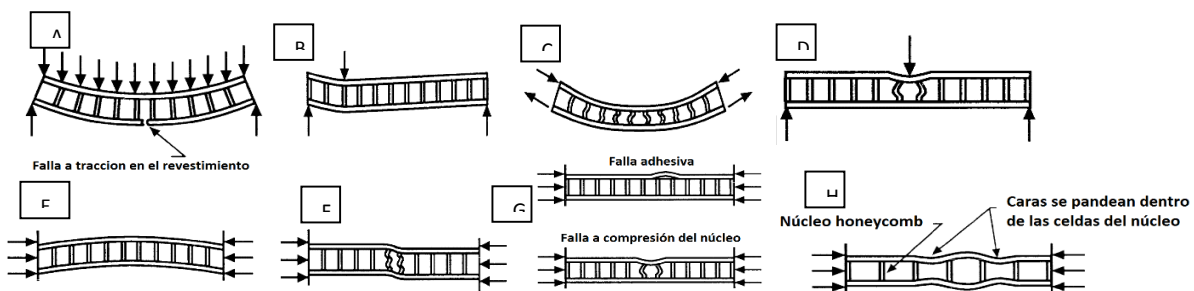


Figura 15. Modos de falla en estructuras sándwich.

3.5.5 Inspección no destructiva de compuestos

3.5.5.1 Inspección visual

Una inspección visual es el método de inspección principal para las inspecciones en servicio, la mayoría de tipos de daños quemados, manchados, mellados, penetrados, erosionados o astillados la superficie compuesta, haciendo que el daño sea visible. Una vez que se detecta el daño, el área afectada debe inspeccionarse más de cerca utilizando linternas, lupas, espejos y baroscopios, no se puede encontrar fallas internas con este método.

3.5.5.2 Prueba sonora audible

Esta técnica utiliza frecuencia en el rango audible (de 10 Hz a 20 kHz). Un método preciso en manos de expertos, es la técnica más utilizada para delaminación y/o desunión. Un sonido agudo y sonoro es indicativo de una estructura sólida bien adherida. Este método no es confiable para más de cuatro capas.

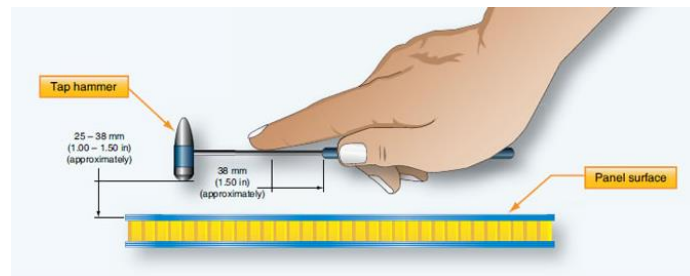


Figura 16. Prueba sonora audible.

3.5.5.3 Prueba automática de Tap

Muy similar a la prueba manual, excepto que se usa un solenoide en lugar de un martillo. El solenoide produce impactos múltiples en una sola área, La magnitud de la fuerza del impacto (periodo) no es sensible a la magnitud de la fuerza de impacto. Por lo tanto la señal de una región no fragmentada cambia a medida que se altera la rigidez de la estructura [3].

3.6 Moldeo Manual (Hand lay-up)

La colocación manual es uno de los procesos de fabricación de compuestos más simples, y que requieren más mano de obra. Es un método tradicional de fabricación de compuestos y normalmente se usa para producir componentes grandes de una sola pieza [26]. El moldeo manual a veces llamado moldeado en húmedo, también llamado moldeado por contacto, es un proceso en cual el molde se usa en un lado del componente mientras que el otro lado del componente está expuesto.

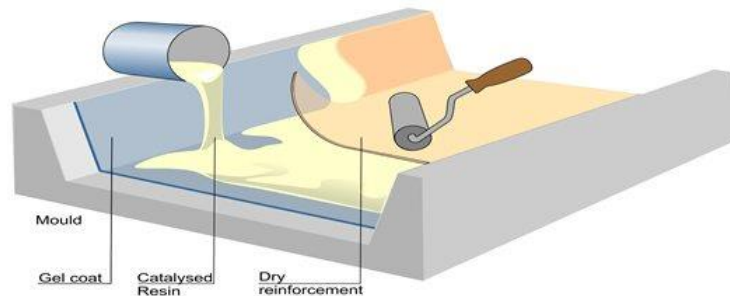


Figura 17. Moldeo manual.

El agente desmoldante se coloca inicialmente en la superficie del molde para evitar que el componente se adhiera al molde. Luego se coloca una capa de **gel-coat** hecho de resina sobre la superficie del molde. El propósito de esta capa es proporcionar una superficie lisa y dura [27], resistencia a los rayos ultravioletas, la degradación e hidrólisis. Luego las fibras y matriz se acomodan una tras otra hasta obtener el grosor deseado. La consolidación de los materiales compuestos e impregnación de las fibras de resina se realiza mediante un rodillo. Finalmente los compuestos se curan [28].

3.7 Estructuras sándwich en alerones

Los diferentes requisitos estructurales de las aeronaves diseñadas para diferentes funciones operativas llevan a una variedad de construcciones de ala. Las aeronaves de alta velocidad requieren secciones de ala relativamente delgadas que soporten altas cargas. Para soportar las presiones superficiales correspondientemente altas y obtener una resistencia suficiente, se requieren capas mucho más gruesas. Por lo tanto, los paneles de ala se maquinan frecuentemente de manera integral.

Una alternativa de construcción es el panel sándwich, que comprende un panel ligero o núcleo de metal corrugado intercalado entre dos capas externas de una lámina de soporte de tensión. La función principal del núcleo es *estabilizar las capas externas*, aunque también puede soportar esfuerzo. Los paneles sándwich son capaces de desarrollar altas tensiones, tienen superficies internas y externas lisas y requieren un pequeño número de anillos o marcos de soporte. También poseen *alta resistencia a la fatiga*.

Los usos incluyen tablas livianas para muebles de cabina, carcasa, y la rigidez de *las superficies de control de vuelo*. Así por ejemplo, los alerones y el timón del *British Aerospace Jaguar* están fabricados con panel de aluminio, mientras que la fibra de vidrio y el panel revestido de aluminio se usan ampliamente en las alas y las superficies de la cola del Boeing 747. Algunos problemas encontrados son *corrosión interna y delaminación*, estos han sido encontrados en servicio [18].

3.8 Infusión de resina asistido por vacío (VARI)

Se ha desarrollado como una variante del proceso RTM tradicional para reducir el costo y las dificultades de diseño asociadas con las herramientas de metal de gran **tamaño**, en VARI la mitad superior de un molde convencional se reemplaza por una bolsa de vacío. Esto elimina la necesidad de marcar un molde de metal coincidente exacto como el proceso RTM convencional.

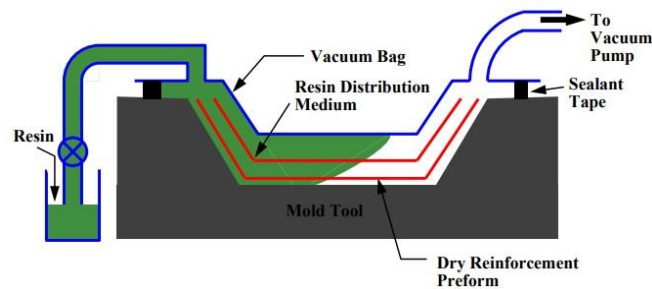


Figura 18. Proceso de infusión al vacío.

La bomba de vacío se enciende para **expulsar** el aire del conjunto de la preforma. Una vez que el sistema se ha equilibrado y se han eliminado todas las fugas de aire, se permite que la resina fluya hacia las preformas. Una presión de **1 atmósfera** (presión atmosférica) proporciona tanto la fuerza impulsora para que la resina fluya hacia las preformas e impregne el refuerzo, como la fuerza de **compresión** para compactar la preforma de fibra [29].

A diferencia del proceso RTM (Resin Transfer Molding) que utiliza una presión de inyección positiva, VARI usa la **diferencia de presión** entre la presión de vacío y la presión ambiental para comprimir la preforma [30].

El vacío se deja hasta que la resina se haya gelificado por completo. La parte se puede curar a temperatura ambiente o en el horno. Debido a la baja presión de inyección (1 atm), a menudo se incorpora un medio de distribución de resina con alta disposición de la bolsa de vacío para facilitar el flujo de resina en la preforma.

Debido a que el medio de distribución proporciona una vía de baja resistencia para la resina, la resina rellena fácilmente el medio de distribución, y luego se filtra hacia abajo y hacia los lados de la preforma. El uso del medio de distribución reduce el

tiempo de procesamiento de manera significativa y asegura la eliminación completa de la preforma.

Para una pieza compuesta grande o compleja se podrían usar múltiples líneas de inyección y respiraderos para mejorar la infusión de resina [30].

VARI ofrece numerosas ventajas de costo sobre el RTM tradicional, como un menor costo de herramientas y un menor tiempo de arranque. Debido a que la mitad superior de la herramienta es una bolsa de vacío flexible, ya no se necesita un molde de metal compatible.

Esto hace que VARI sea atractivo para la fabricación de componentes a gran escala, junto con las ventajas VARI también tiene desventajas inevitables. Es un proceso relativamente complejo para un buen desempeño. La naturaleza flexible de la bolsa de vacío hace que sea difícil controlar el espesor final de la preforma, y por lo tanto, la fracción de volumen de fibra del compuesto [29].

Los procesos VARI son ampliamente utilizados en las industrias de la marina, la energía, la construcción de infraestructuras, la industria aeroespacial y la defensa. Muchas variaciones de VARI también se han desarrollado recientemente para fabricar piezas compuestas más complejas con calidad mejorada y menor costo [30].

Capítulo 4 Metodología y desarrollo experimental

En este capítulo se presenta la metodología usada en el desarrollo de este trabajo, así como el desarrollo experimental y se muestra la metodología para obtener los laminados, las estructuras sándwiches así como su posterior aplicación y construcción del alerón.

4.1 Metodología

En el diseño de materiales compuestos, la metodología a utilizar indica que los pasos a seguir son: Establecer la geometría de la pieza, *diseño del material compuesto, análisis de esfuerzos y comprobar que soporten las cargas*.

La metodología “**Building Block**” establece niveles para el desarrollo de materiales compuestos. El primer nivel indica un análisis basado en la caracterización de la matriz y el refuerzo, el segundo nivel es la lámina y su caracterización, el tercero es el desarrollo del laminado, el cuarto nivel es el desarrollo del elemento estructural, el quinto es el sub-ensambles hasta llegar a estructuras completas [23].

En consideración a estas metodologías, se seleccionaron los materiales con los que se haría el sándwich y el núcleo, considerando que en CENTA se cuenta con núcleos nido de abeja, se decidió por utilizar estos, y en específico a los de tipo **hexagonal**, se seleccionó como refuerzo a la **fibra de carbono biaxial** por sus buenas propiedades mecánicas.

En cuanto a la matriz se utilizara resina EPOLAM 2015, las propiedades de esta resina son superiores a las EPOLAM 2014 y 2016, además de ser una resina epoxi alcanza su máximo **rendimiento** en unión con la fibra de carbono, suministrando poco peso, resistencia a la degradación y absorción del agua, y sus propiedades son superiores a las resinas de poliéster.

En tanto las fibras bidireccionales otorgaran propiedades en las direcciones **longitudinales y laterales**, se descartan las capas a $\pm 45^\circ$, debido a que el núcleo Honeycomb tiende a fallar antes que las fibras y la matriz.

Una vez seleccionado los materiales se procedió a la manufactura de las láminas de fibra de carbono y caracterización de los laminados, sus propiedades mecánicas a flexión y tensión, posteriormente se construyeron las estructuras sándwich, descartando ensayos a comprensión, por las buenas propiedades que presentan los núcleos Honeycomb.

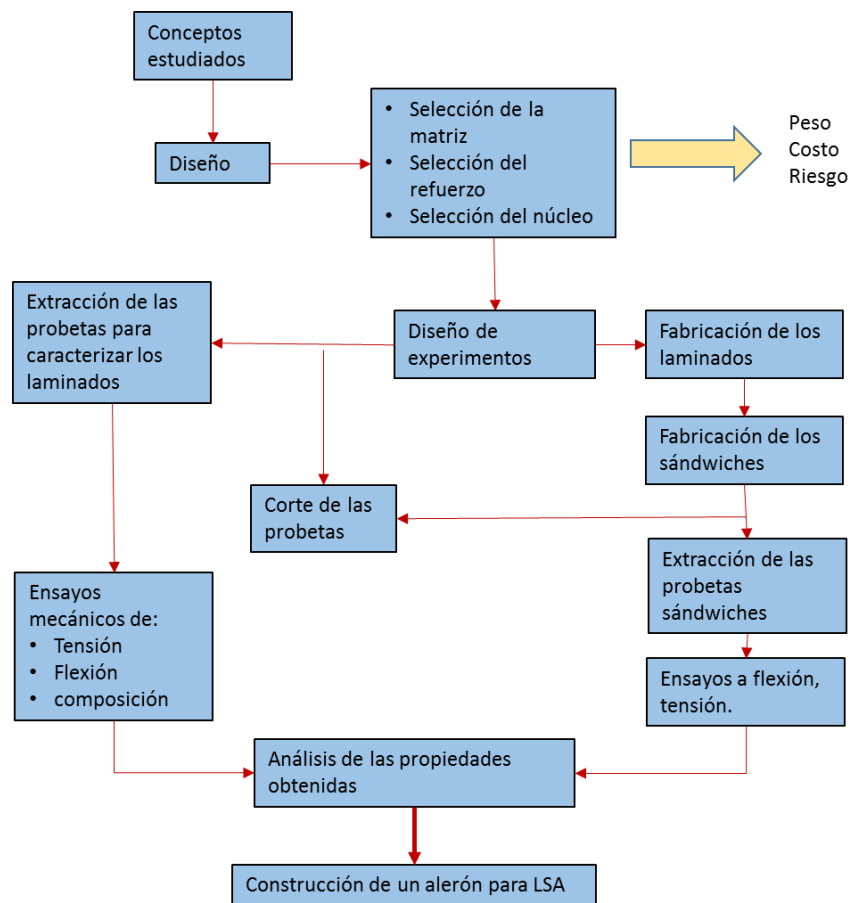


Figura 19. Procedimiento para diseño y evaluación de los laminados y sándwiches.

4.2 Características de los materiales a utilizar

Los paneles sándwich se constituyen de tres componentes principales a) revestimientos b) núcleo e c) interface, los materiales utilizados en cada uno de ellos se describen a continuación.

Fibra de carbono (clave FC3KP50): Tejido plano, peso de 198 gramos/m², 3 mil filamentos (3K), espesor de 0.25 milímetros, bidireccional 0°/90°.

La fibra de carbono es un tejido donde cada hilado longitudinal y transversal pasa por encima de un hilo y por debajo del próximo, esta constitución proporciona una tela reforzada en ambas direcciones, horizontal y vertical, este tipo de tejido es muy estable por lo que difícilmente se distorsiona.

Núcleo panal de abeja tipo Hexagonal, fibra de aramida, preimpregnado en resina, densidad de 24 hasta 144 kg/m².

Se pretende utilizar este nido de abeja en una viga con las características mostradas en Figura 20.

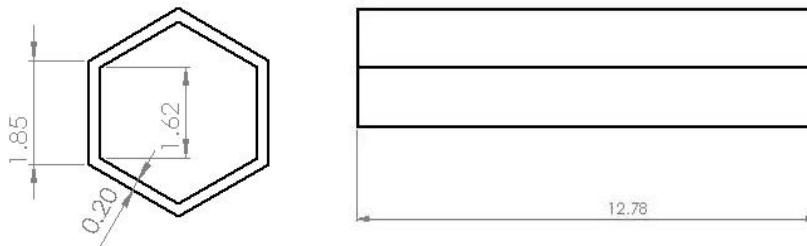


Figura 20. Viga de nido de abeja.

Tabla 1. Propiedades del honeycomb MT160.

Honeycomb MT160	
Altura de celda	12.78 mm
Tamaño de celda	2.81 mm
espesor de telaraña	0.20 mm

Epolam 2015 es una resina experimental con aplicaciones para la producción de estructuras compuestas por métodos de impregnación, vacío e inyección a baja presión y bobinado filamentario, presenta buena impregnación para maderas.

Además tiene una baja viscosidad, buenas propiedades mecánicas, buen comportamiento en ambientes húmedos. Para obtener una resistencia óptima se le debe aplicar un tratamiento térmico después de transcurridos 24 a 48 horas después de la aplicación del endurecedor.

Tiempo de gelado 2:30 horas a 8hrs a una temperatura de 80-90°C, densidad del endurecedor de 0.93-0.97.

Para una muestra de 5 pliegos y a una temperatura de 23°C, se tiene un tiempo de gelado de 6 horas y un tiempo de desmolde de 24 horas.

Tabla 2. Propiedades de epolam 2015.

Propiedades mecánicas y térmicas a 23°C		
Módulo de elasticidad a flexión	ISO178-93	3.000 Mpa.
Esfuerzo máximo a la flexión	Iso1798-93	120 Mpa.
Esfuerzo de tensión	ISO 527-96	70 Mpa.
Alargamiento a la rotura	ISO 527-96	6 %
Resistencia al impacto CHARPY	ISO179/D	55 kJ/m ²
Dureza	ISO 868-85	82 Shore D15
Densidad	ISO 1675-85	1.13-1.17

Valores promedios obtenidos en muestra estandarizadas de resina pura/endurecimiento 24 hrs a 23°C+16 horas a 80°C, trabajar a 20° como mínimo garantiza un buen curado.

Esta resina será utilizada como matriz en los revestimientos, y como interfaz entre el núcleo y los revestimientos de las estructuras sándwich a construir.

4.3 Desarrollo experimental

En la investigación, uno de los principales aportes es encontrar un proceso de manufactura adecuado para la construcción de sándwiches utilizando resina epoxi como adhesivo en la interfaz lamina-núcleo, los distintos experimentos realizados y sus resultados son mostrados a continuación.

4.3.1 Fabricación de los laminados compuestos

Los laminados están constituidos por refuerzos de fibra de carbono 3K bidireccional, la matriz utilizada es resina epoxi EPOLAM-2015. En la manufactura de los laminados se involucraron dos configuraciones descritas a continuación.

4.3.1.1 Laminados por impregnación manual

La primera consiste en impregnar manualmente (Hand lay up) de resina epoxi Epolam 2015 dos capas de fibra de carbono biaxial 0°/90°, 3k con un tamaño de 26 cm × 26 cm, y curar durante 24 horas, como lo indica la hoja de datos de esta resina. A estas capas de fibra de carbono ya impregnadas se le aplica un embolsado, y posteriormente por medio de mangueras conectadas con una bomba de vacío se le aplica vacío y se deja curando durante 24 horas.

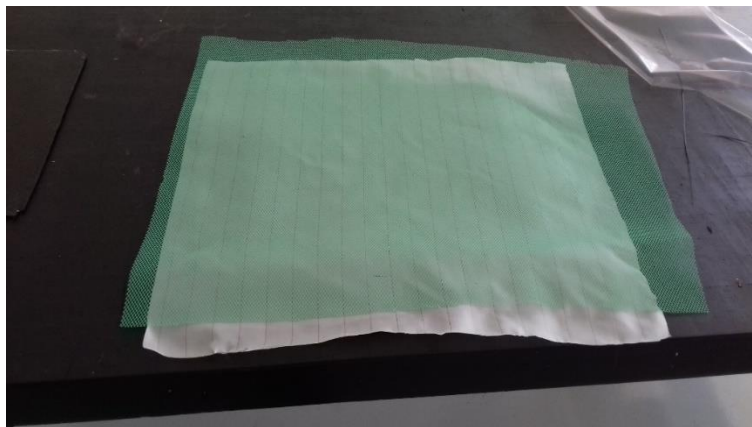


Figura 21. Material cortado (Peel ply y Green Mesh).

En la Figura 21 se muestran la malla verde Green mesh que permite una mejor distribución de resina sobre la superficie del laminado, y por debajo de esta malla verde se encuentra el peel ply, estos materiales van montados por arriba de las capas de fibra de carbono, en la Figura 22 se observan estos materiales ya embolsados y con las líneas de entrada y salida ya instaladas para la aplicación de la prueba de vacío y posteriormente la inyección de resina.

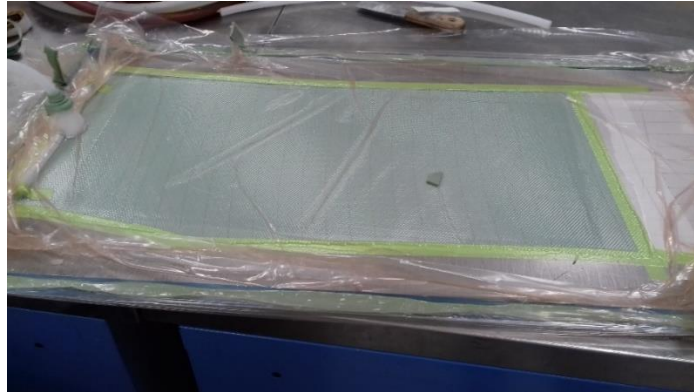


Figura 22. Proceso de embolsado y aplicación de vacío.

Las láminas resultantes del proceso de infusión, como se observa en la *Figura 23*, muestran que la cara útil no presenta porosidad visible y por lo cual da como resultado un buen laminado en términos de calidad, y se procederá a analizarse para determinar las propiedades mecánicas que presentan.

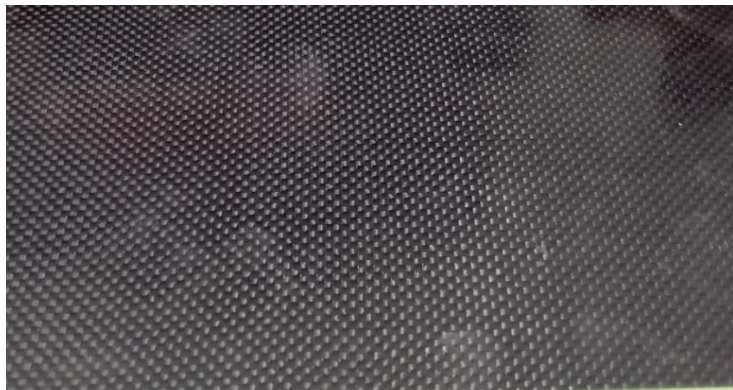


Figura 23. Lámina resultante del proceso de infusión.

Así mismo la cantidad el espesor de la lámina resulto ser bastante homogénea, al no haber una diferencia mayor del 5% entre las medidas realizadas en diversos puntos de geometría mediante un vernier calibrado.

4.3.1.2 Laminados manufacturados por el Método VARI

La segunda configuración utilizada para construir los laminados es un proceso VARI convencional, utilizando 2 capas de fibra de carbono 0°/90°, 3k biaxial y resina epoxi Epolam 2015 para su elaboración.

Se acomodan los pliegos de fibra de carbono sobre la placa de metal ya tratada y con desmoldante, se recubre con peel ply y Green mesh, se le aplica el embolsado y las mangueras (*Figura 24*).



Figura 24. Proceso de embolsado y acomodo de mangueras.

Se le aplica la prueba de vacío, se comprueba que no halla fugas, y se inyecta la resina como se ve en la *Figura 25*, posterior a esto se deja curar 24 horas.

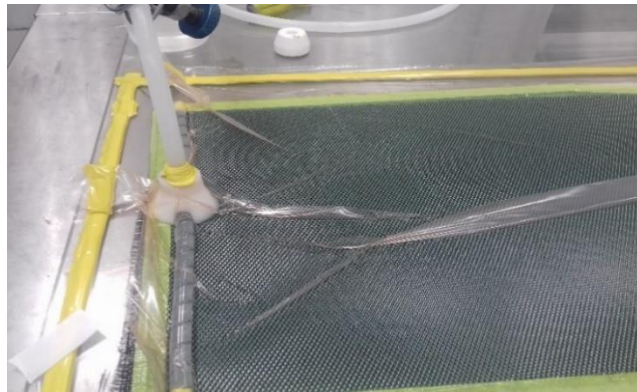


Figura 25. Inyección de resina en los laminados.

Transcurrido el tiempo de curado se extraen las láminas, revisando minuciosamente defectos o fallas que puedan presentar, para su posterior utilización.

4.3.2 Fabricación de las estructuras sándwich

Una vez construidas las láminas de fibra de carbono de dimensión 26 cm x 26 cm se procede a construir el sándwich.

1. Se cortan uniformemente los bordes de las láminas o tejidos, con una rectificadora lineal, a una velocidad lenta debido para evitar fracturar la lámina o de laminar el laminado (*Figura 26*).

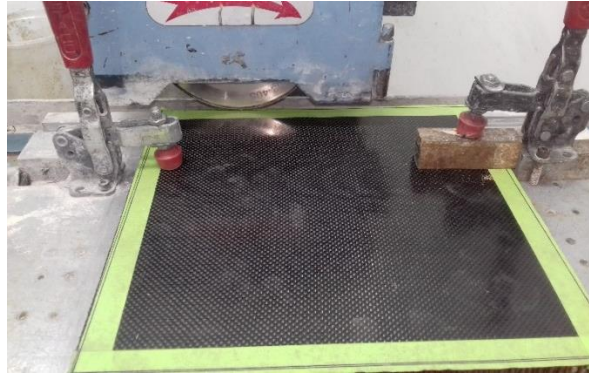


Figura 26. Corte de lámina en cortadora lineal.

2. Se prepara la mezcla de resina-endurecedor (relación 32/100) en un recipiente libre de agentes externos (*Figura 27*), se agita lentamente, disolviendo lo más homogéneo posible y evitando la introducción del aire.

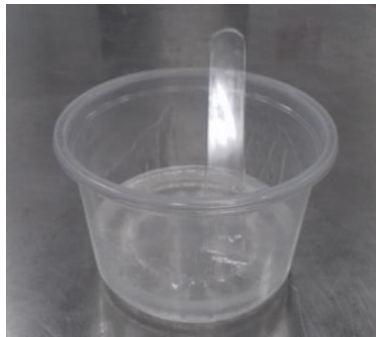


Figura 27. Mezcla de resina-endurecedor.

3. Se impregna manualmente la mezcla (50 gramos) sobre las láminas a adherir, o en caso de ser tejidos, se impregnan y se acomodan en las caras del núcleo honeycomb de aramida como se muestra en la *Figura 28*.

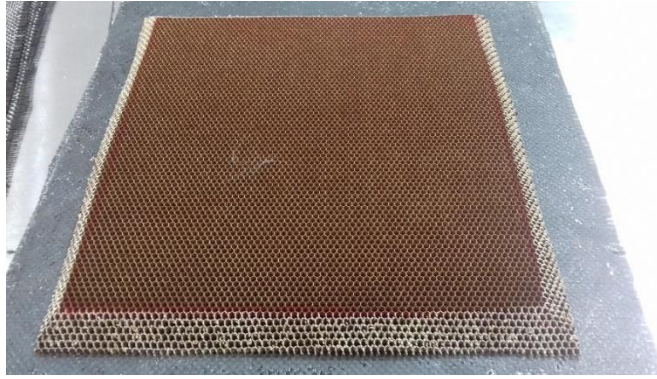


Figura 28. Honeycomb adherido.

4. Se prepara un embolsado para el sándwich, la disposición de poner una manguera de entrada depende de la configuración del sándwich a construir (*Figura 29*).

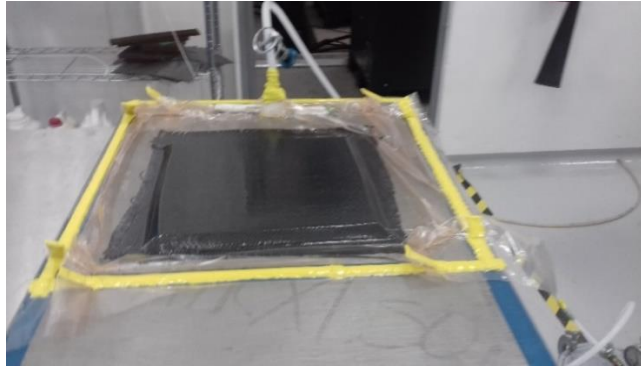


Figura 29. Preformado sándwich en vacío.

5. Se le aplica vacío, quitando con esto la humedad, así como el aire que se encuentra atrapado dentro del sándwich, como se observa en la *Figura 30* la Green mesh está cumpliendo con el objetivo de retirar la resina excedente del sándwich.

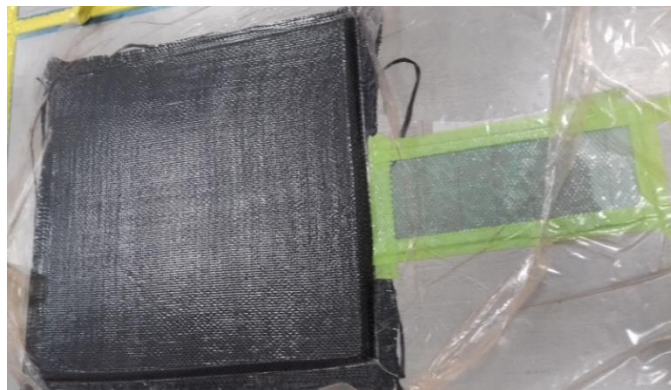


Figura 30. Retiro del aire y la humedad por medio del vacío.

6. Una vez aplicado vacío se deja curando dentro del embolsado, durante 24 horas, se aconseja dejar la bomba encendida durante el tiempo de gelado, evitando con esto las posibles entradas de aire.



Figura 31. Panel sándwich.

7. Se retira el embolsado y se procede a retirar el sándwich de la placa, como se observa en la Figura 31 de la cual el siguiente paso será obtener las probetas ya sea para flexión o tensión,

Paso adicional

Extracción del aire contenido en la mezcla resina - endurecedor por medio de trampa de vacío (*Figura 32*). Este paso es opcional en todo proceso de construcción de estructuras sándwiches, sin embargo la extracción del aire de la mezcla antes de inyectar está en el sistema de bolsa de vacío permite obtener laminados con menos burbujas de aire que pueden dañar los laminados.



Figura 32. Trampa y bomba de vacío.

4.3.3 Fallos y mejoras en el proceso de infusión al vacío (VARI) obtenidos en el proceso de manufactura de los laminados.

Durante el proceso de manufactura de laminados compuestos, se observaron *formaciones de burbujas* de aire en la superficie de las láminas (Figura 33), estas fallas se presentan por las diferentes variables que afectan el proceso VARI. En este subtema se menciona y se hará hincapié en las mejoras que pueden evitar que dichas fallas aparezcan en las láminas.



Figura 33. Láminas manufacturadas en VARI fallidas.

a) Falla por cortes accidentales en la bolsa

Es la falla más común en el proceso VARI, esta se presenta por la fricción de la bolsa con partes punzocortantes, como tomas, red de distribución, Green mesh o uñas del personal que lleva a cabo esta tarea, tiene como consecuencia la pérdida de vacío.

a) Falla por mala adherencia del *tacky tape* con la superficie de las placas

Este tipo de fallas se deben al acabado del molde, superficies demasiado porosas permiten el paso de aire, por lo cual se requieren acabados finos para la buena adherencia del *tacky tape* a ellos, en el caso de los vidrios se debe hacer la limpieza requerida, para evitar la llamada **capa de gel**, la cual posee una baja energía superficial y una alta inestabilidad, produciendo un mojado y adhesión pésimo para cualquier adhesivo, además del rápido envejecimiento por la transparencia de los cristales.

b) Exceso de aire en la mezcla

Es recomendable extraer el aire de la mezcla, el exceso de aire produce mala impregnación en las fibras.

Todas estas fallas consecuentemente producen una mala impregnación, debido a la penetración del aire a la bolsa de vacío, a continuación se muestran algunas fallas en laminados y piezas finales fabricadas por *VARI*

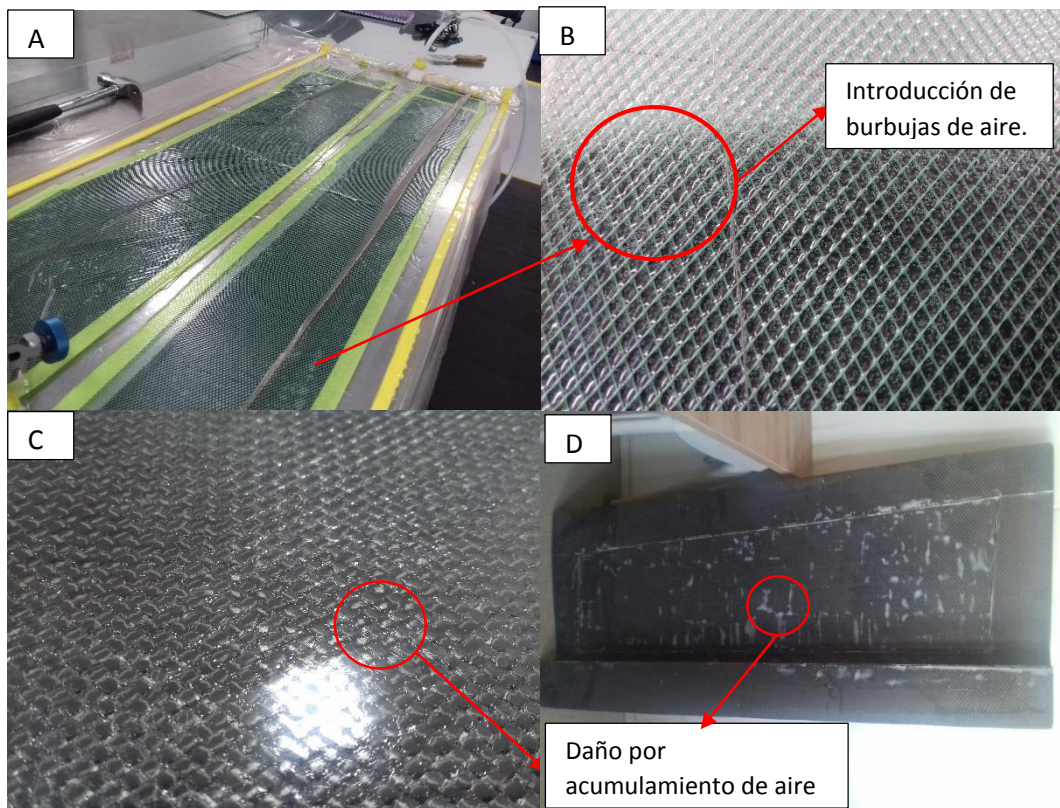


Figura 34 .Fallos en los procesos de infusión.

4.3.4 Características de las probetas

Las probetas a emplear en los ensayos deben cumplir una serie de requisitos requeridos en las normas ASTM que serán descritos a continuación, así como un mínimo de porosidad y proporción fibra-refuerzo.

4.3.4.1 Probetas para tensión de los laminados (ASTM-D3039)

Como parte del estudio analítico individual de los materiales utilizados se caracterizará las láminas de fibra de carbono utilizada en la elaboración del sándwich.

Las probetas a tensión de laminados están reguladas por la norma **ASTM-D3039** con un tamaño nominal de 10 in x 1 in, el material para construir los laminados, es de fibra de carbono biaxial 3K, resina EPOLAM-2015 y como TABS se utilizó lija, esto debido al poco espesor de las probetas. Todo esto es construido utilizando la técnica de infusión al vacío.

Las medidas de las probetas son las siguientes [33].

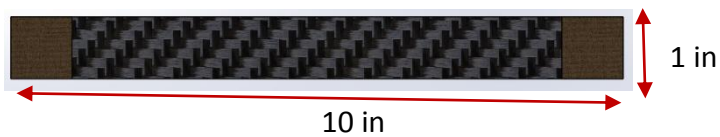


Figura 35. Probeta a tensión.

El espesor de las probetas depende de las variaciones en el proceso de manufactura. Los tipos de fallo que se pueden presentar durante el ensayo se observan en la *Figura 36*.

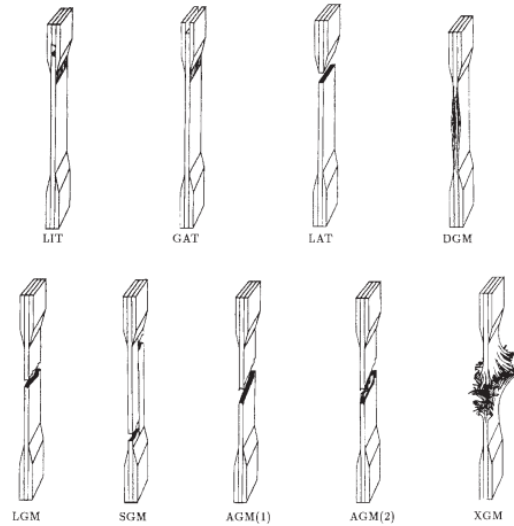


Figura 36. Códigos de falla de prueba de tracción.

4.3.4.2 Probetas para tensión de los sándwiches (ASTM-C297)

Las probetas de tensión de los sándwiches tienen una medida de superficie de 2 in x 2 in x 2in, de acuerdo a la norma **ASTM-C297**, y un espesor de 1.62 cm.

Este método de prueba consiste en someter una construcción de sándwich a una fuerza de tracción uniaxial normal al plano del sándwich. La fuerza se transmite al emparedado a través de un bloque de carga grueso (aluminio), que se une directamente a los revestimientos del emparedado o directamente al núcleo [34].

Para realizar el ensayo de tensión de las estructuras sándwiches se requirió fabricar cubos de **aluminio 6061**, como se muestra en la *Figura 37*.

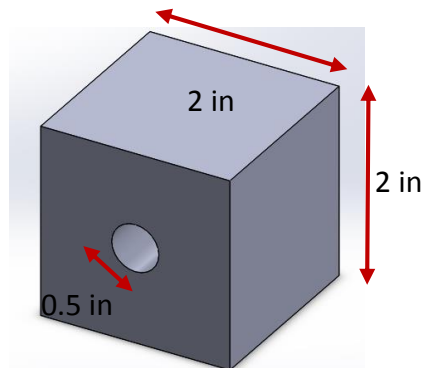


Figura 37. Cubo para ensayos a tensión.

Los cubos se adhieren al material tipo sándwich en las caras cubiertas por fibra de carbono, con pegamento estructural **MT55420**, y se tensiona en dirección perpendicular al espesor (ver *Figura 38* y *Figura 39*).



Figura 38. Cubos adheridos a la probeta.



Figura 39. Configuración de ensayo a flexión plana.

Uno de los bloques de aluminio está montado en un accesorio en el lado de la máquina de prueba universal, mientras que el bloque de aluminio opuesto está montado en un accesorio en el lado móvil de la máquina de prueba universal, mientras que el bloque de aluminio opuesto está montado en un accesorio en el lado móvil de la máquina de prueba universal.

Luego el conjunto se separa a la velocidad de desplazamiento de cabezal estándar sugerida de **0.50 mm/min** hasta la falla, ASTM C297 proporciona información sobre *la estabilidad de la unión de núcleo a cara, la transferencia de carga y la resistencia a la tracción plana del material del núcleo intercalado*. Aplicable para superficies continuas, como espumas o superficies unidas discontinuas, como materiales de panal.

Consideraciones en el ensayo de paneles sándwich

Los factores a considerar en la resistencia a la tracción plana y se informaran: *Material de revestimiento, material del núcleo, material adhesivo, métodos de fabricación del material, secuencia de apilamiento del revestimiento, espesor general, geometría del núcleo, densidad del núcleo, espesor del adhesivo, geometría del espécimen, preparación del espécimen, acondicionamiento del espécimen, entorno de prueba, velocidad de prueba.*

Algunas interferencias evitadas fueron: *control de la alineación de las fibras, daño inducido por el mecanizado incorrecto, variabilidad en la densidad del núcleo y el grado de curado de la resina tanto en el material de la matriz de revestimiento como en el adhesivo del núcleo, otros aspectos son la desalineación o unión incompleta del núcleo y el revestimiento, la variación del revestimiento y rugosidad de la superficie.*

Los bloques de carga de 1.5 a 2.0 in de espesor tienen rendimiento satisfactorio, la temperatura debe ser mantenida dentro de $\pm 3^\circ$ y la humedad relativa hasta de $\pm 3\%$.

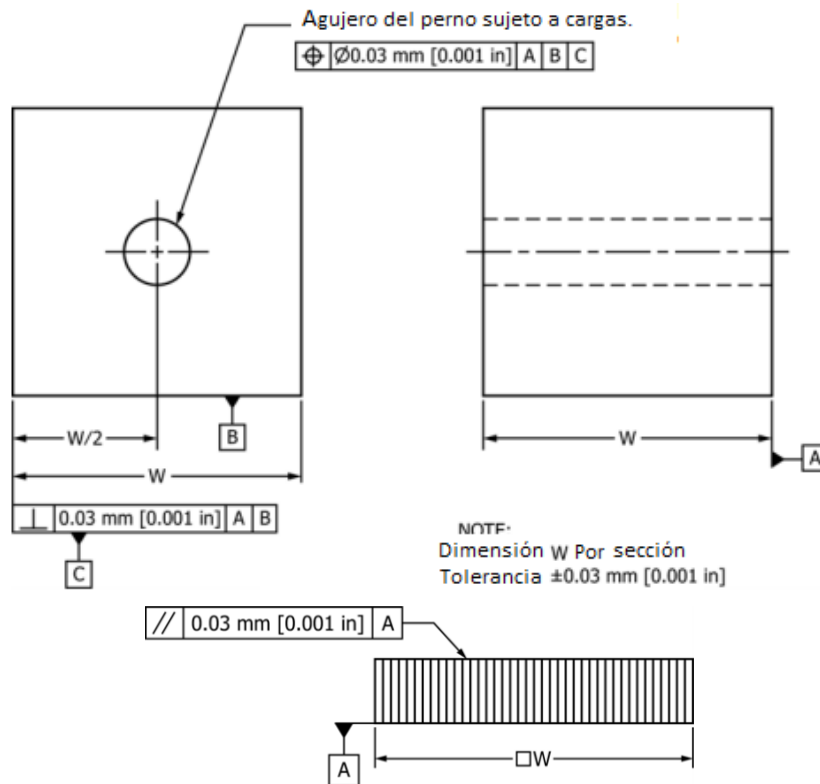


Figura 40. Dimensiones y tolerancia de la muestra del núcleo.

Notas:

1. Dimensión W por sección
2. Tolerancia:
 - a) Núcleos con superficies continuas unidas $\pm 0.03 \text{ mm } [0.001 \text{ in}]$
 - b) Núcleos con superficies discontinuas unidas: Mínimo (tamaño de celda)
 $3 \text{ mm } [\pm 0.1 \text{ in}]$

Tabla 3. Dimensiones mínimas recomendada para el área de la muestra y el bloque de carga

Tamaño de celda mínimo (mm [in])	Tamaño de celda máximo (mm [in])	Carga mínima Dimensión de bloque W (mm [in])	Área mínima de revestimiento ($\text{mm}^2 [\text{in}^2]$)
-	3.0 [0.125]	25 [1.0]	625 [1.0]
3.0 [0.125]	6.0 [0.250]	50 [2.0]	2500 [4.0]
6.0 [0.250]	9.0 [0.375]	75 [3.0]	5625 [9.0]

La temperatura de unión del revestimiento debe ser al menos de **28°**, más baja que la unión del revestimiento con el núcleo.

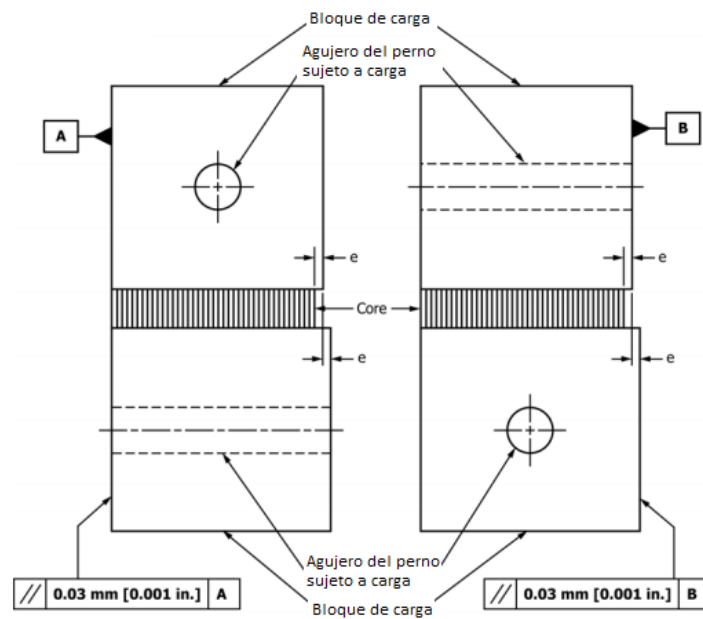


Figura 41. Dimensiones y tolerancias del conjunto adherido.

Modos de falla: Las fallas de adhesivo que se producen en unión a los bloques de carga no son modo de fallas aceptables y los datos se anotaran como no válidos (Figura 42).

- a) Falla del núcleo.
- b) Falla cohesiva del adhesivo de revestimiento del núcleo.
- c) Falla de el adhesivo con el revestimiento del núcleo
- d) Falla de tracción del revestimiento.

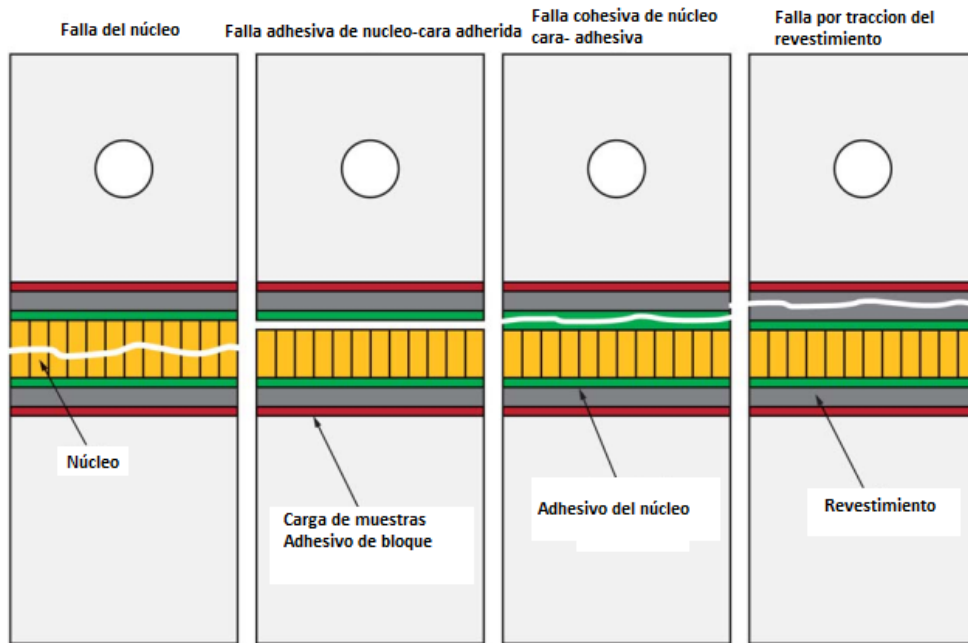


Figura 42. Tipos de fallos a tracción plana.

4.3.4.3 Probetas para flexión de los sándwiches (ASTM C-393)

Las probetas a emplear en los ensayos de flexión deben cumplir una serie de requisitos de acuerdo a la norma **ASTM C-393**.

Se pueden realizar pruebas de flexión en la construcción del sándwich para determinar la rigidez a la flexión, la resistencia al corte del núcleo, el módulo de corte, la resistencia a la compresión y flexión.

Los factores que influyen en la resistencia al corte incluyen: material de revestimiento, material de núcleo, material adhesivo, métodos de fabricación del material, geometría del núcleo (tamaño de celda), densidad del núcleo, espesor del adhesivo, geometría de la muestra, preparación de muestras, entorno de prueba, procedimiento de carga, velocidad de prueba y contenido de vacío adhesivo [35].

Aspectos importantes que contribuyen a la dispersión de datos incluyen la existencia de huecos u otras discontinuidades en el núcleo, curvatura fuera del plano y rugosidad superficial.

La configuración del espécimen a usar es estándar, la muestra de ensayo debe ser rectangular en sección transversal, con un ancho de 75 mm [3.0 pulg.], y una longitud de 200 mm [8 pulg.], la profundidad de la muestra debe ser igual al espesor de la construcción del sándwich.

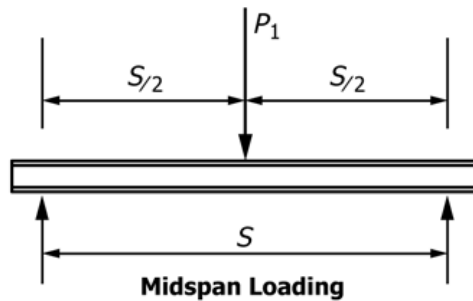


Figura 43. Carga en 3 puntos (configuración estándar).

La aparente rigidez a la flexión obtenida de este método puede depender de la secuencia de apilamiento del revestimiento, aunque en un grado mucho menor que el típico para la flexión del laminado [35].

La geometría de la probeta para los ensayos utilizada es estándar, y se aprecia en la *Figura 44*.

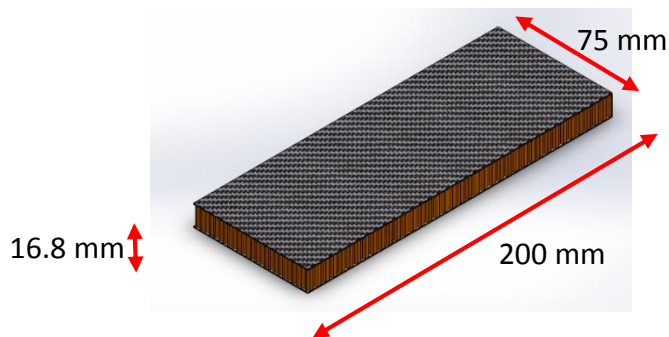


Figura 44. Dimensión de las probetas sándwich para tensión.

Las probetas se obtienen a partir de los materiales mencionados, por cada placa de sándwich se obtienen 3 probetas para flexión. Se utiliza una cortadora lineal para extraer las probetas de las placas (*Figura 45*), y evitar fallos inducidos mediante el corte.



Figura 45. Placa sándwich sometida a corte.

La probeta después de ser cortada se observa en la *Figura 46*, la cual cumple con las características indicadas por la norma ASTM.



Figura 46. Probeta a flexión terminada.

Estas probetas serán sujetas a flexión de tres puntos, dentro del cual se determinaran los esfuerzos en las caras y los esfuerzos máximos de corte.

Capítulo 5 Resultados y análisis estadístico de los datos experimentales en laminados y estructuras sándwiches

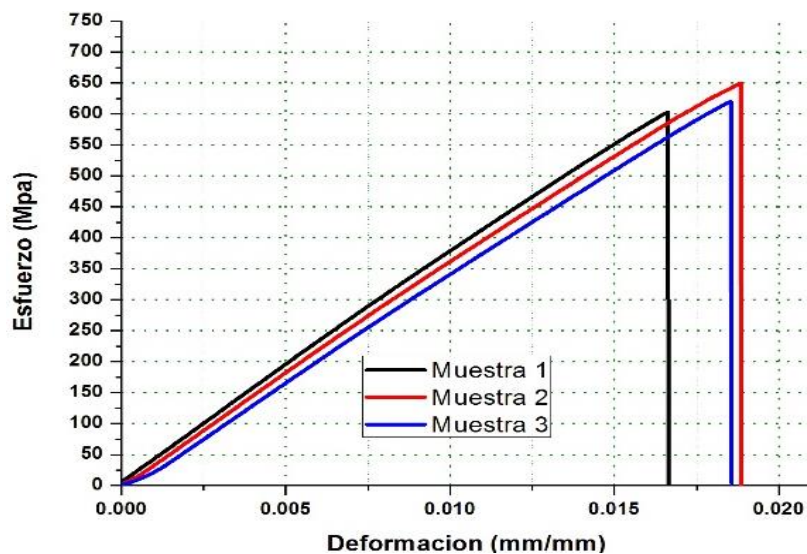
5.1 Resultados de los ensayos a tensión de los laminados.

El ensayo consiste en deformar las probetas por estiramiento uni-axial, de modo que resultara una gráfica deformación frente a tensión aplicada, se debe cuidar que no exista deslizamiento de la probeta, la zona central de las probetas rectangulares es la que soporta mayor deformación y por esa zona se romperá.

5.1.1 Resultados de los ensayos a tensión de los laminados por el proceso VARI e impregnación manual.

Los resultados obtenidos para la caracterización mecánica mediante el ensayo de tracción de los laminados compuestos de dos capas biaxiales (0°/90°) y *manufacturados por VARI* se muestran en las siguientes figuras.

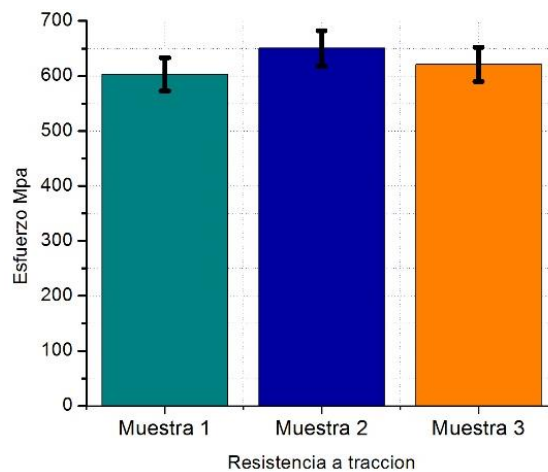
La *Gráfica 1* esfuerzo-deformación muestra que la probeta 1 el esfuerzo de ruptura σ_u de 602 Mega pascales con una deformación unitaria de 0.016, presentando el comportamiento típico de los materiales compuestos.



Gráfica 1. Comparación de los ensayos a tracción.

Se observa que la probeta 2 el esfuerzo de ruptura de 650.14 Mpa y deformación de 0.018., la probeta número 3 presento un esfuerzo de ruptura de 620.65 Mpa y un desplazamiento de 0.018, se observa claramente que hay una pequeña diferencia de la probeta 1 con la probeta número 2 y 3, por lo que se hace un análisis estadístico para determinar la validez del proceso VARI.

En la *Gráfica 1* se comparan los resultados obtenidos de las 3 probetas ensayadas a tensión en las cual, se aprecia que la probeta numero 3 presento una resistencia mayor a la ruptura, y la muestra 1 la que menor resistencia presento.



Gráfica 2. Columna comparativa de esfuerzo y error para laminados VARI.

En el análisis estadístico mostrado en la Gráfica 2 se observa que para un margen de error del 5% se tienen resultados suficientemente estables para el proceso de fabricación de laminados por VARI.

Tabla 4. Datos técnicos y experimentales del ensayo a tracción para laminados VARI

Probeta	Largo	Ancho	Espesor (mm)	Peso (g)	σ_u	Deformación ϵ
1	255	25.15	0.6	4.9	602.9996	0.016625
2	255	25.16	0.6	4.9	650.1404	0.018845
3	255	25.17	0.63	4.9	620.6526	0.018536
	$\bar{L} = 255$	$\bar{x} = 25.16$	$\bar{t} = 0.61$	$\bar{w} = 4.9$	$\bar{\sigma}_u = 624.5$	$\bar{\epsilon} = 0.018002$

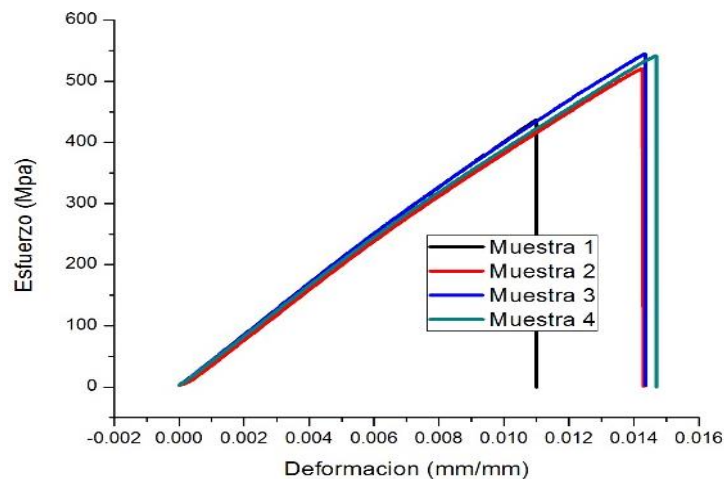
Según los valores obtenidos en los ensayos mecánicos se puede concluir que el material compuesto formado por dos capas biaxiales, la matriz polimérica y manufacturado por *VARI* tiene una diferencia *insignificativa*, por lo cual los valores

obtenidos se consideran estadísticamente aceptables y se acepta el método VARI, para la fabricación de los laminados.

5.1.2 Resultados de los ensayos a tensión de los laminados por el proceso VARI e impregnación manual.

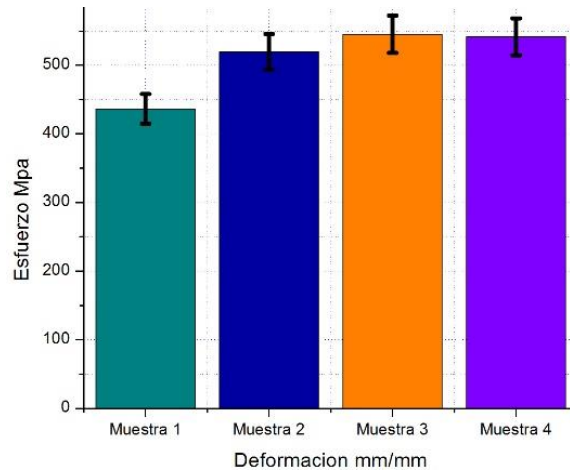
Los resultados obtenidos para tracción de las probetas manufacturadas utilizando 2 capas biaxiales $0^{\circ}/90^{\circ}$, impregnadas manualmente y curadas en vacío, se muestran en las siguientes gráficas.

La probeta 1 presento un esfuerzo de 436.42 Mega pascales y una deformación de 0.010, la probeta 2 presenta un esfuerzo de 519.58 Mpa y 0.014 de deformación unitaria, la probeta 3 presenta resistencia última de 544.98 Mpa y 0.014 de deformación unitaria, los resultados de la muestra 4 presentan en los laminados una resistencia ultima un valor de 541.37 Mpa y una deformación unitaria de 0.014. No se observa grandes diferencia los resultados en las probetas 2, 3, 4 ensayadas a tracción, la muestra 1 tiene una pequeña diferencia por lo cual se le hace un análisis estadístico.



Gráfica 3. Comparación de resultados de las probetas impregnadas.

La *Gráfica 3* muestra la comparativa de los resultados de las muestras impregnadas y ensayadas a tracción, la curva formada por la muestra 1 presenta grandes diferencias por lo cual se procede a hacer un análisis estadístico para determinar si este método de fabricación de laminados resulto homogéneo,



Gráfica 4. Comparación de error de los ensayos a tracción en los pre-impregnados.

En la *Gráfica 4* utilizando un error del 5% se observa una diferencia significativa de la muestra número 1 respecto a las demás muestras.

Tabla 5. Datos técnicos y experimentales del ensayo a tracción en el material impregnado manualmente

Probeta	Largo	Ancho	Espesor (mm)	Peso (g)	σ_u	Deformación ϵ
1	255	25	0.5	3.8	436.427744	0.010987327
2	255	24.82	0.53	3.8	519.583136	0.014259429
3	255	25.06	0.53	4	544.987264	0.014343109
4	255	25	0.53	4	541.37568	0.014679847
$\bar{L} = 255$		$\bar{x} = 24.970$	$\bar{t} = 0.5225$	$\bar{w} = 3.9$	$\bar{\sigma}_u = 510.5934$	$\bar{\epsilon} = 0.013567428$

Las probetas construidas de fibra de carbono e impregnadas manualmente mostraron un esfuerzo a la ruptura menor que las probetas construidas por infusión. Así presentaron una diferencia significativa y también se hace mención que las probetas mostraron demasiada porosidad.

5.1.3 Fallas en los laminados ensayados a tensión.

Los laminados a tensión sufrieron diferentes tipos de fallos, en la *Figura 47* se presenta los tipos de fallos, los laminados están constituidos de dos capas de fibra de carbono y matriz epoxi epolam.



Figura 47. Falla en los laminados.

La falla en los laminados se debió principalmente a rompimiento de la matriz polimérica y fibras, principalmente debido a la concentración de esfuerzos en la zona central, los tipos de falla presentados pertenecen a los tipos AGM (1), AGM (2), LAT Y LGM.

5.2 Resultados de los ensayos a flexión de los sándwiches

Este método de prueba determina la resistencia a la flexión, o la resistencia del revestimiento de un panel sándwich ensamblado. Los valores se presenta en unidades del SI o unidades pulgadas-libras.

Se procedió a manufacturar las probetas tipo sándwich mediante *tres variaciones en las láminas adheridas* al núcleo Honeycomb, descritas en la siguiente tabla.

Tabla 6. Datos de las probetas a flexión tipo sándwich

Tipo de manufactura en las pieles.	Núcleo	Adhesivo entre núcleo y laminas	Numero de láminas en cada cara	Temperatura atmosférica	Presión atmosférica
Impregnación manual	Honeycomb	Epoxi-EPOLAM 2015	2	28°	102500 Pa.
Infusión (VARI)	Honeycomb	Epoxi-EPOLAM 2015	2	28°	102500 Pa.
Impregnación manual-VARI	Honeycomb	Epoxi-EPOLAM 2015	2	28°	102500 Pa.

Las probetas construidas utilizaron una configuración estándar, ancho de 75 mm [3.0 in], una longitud de 200 mm [8.0 in], y una profundidad del espécimen igual al espesor de la construcción sándwich.

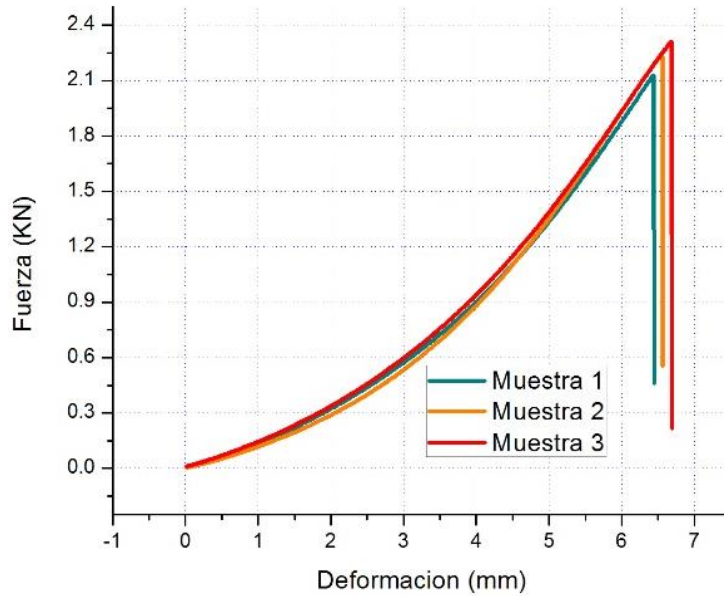
Tipo I) Estructuras sándwich con interfaz resina epoxi y revestimientos manufacturados por impregnación manual.

El proceso de manufactura para este tipo de probetas tuvo una modificación, que incluyo el Hand lay up en el proceso de fabricación de los revestimientos, y posterior aplicación de vacío para extraer el exceso de resina de las fibras impregnadas. En la *Tabla 7* se presentan los datos geométricos para las probetas tipo I.

Tabla 7. Datos geométricos y resultados a flexión de las probetas Tipo I a flexión.

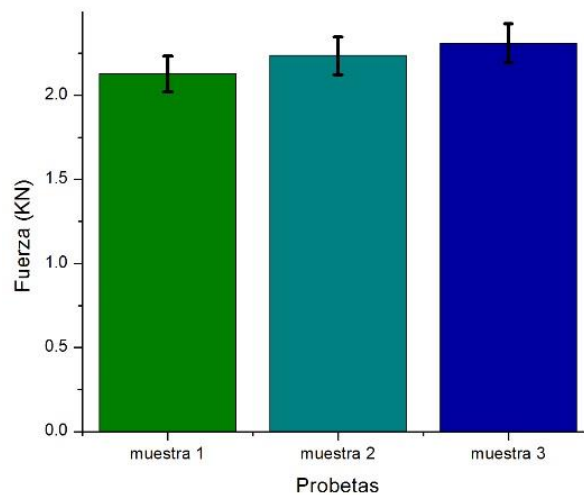
Probeta	Largo (mm)	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Peso (g)	P_u (kN)	γ (mm)
1	200	75.5	13.8	41.4	2.12849	6.4303
2	200	75.55	13.67	42.4	2.2353	6.5509
3	200	74.4	13.62	41.7	2.31016	6.6806
	$\bar{l} = 200$	$\bar{b} = 75.54$	$\bar{d} = 14.16$	$\bar{w} = 44.16$	$P_u = 2.2230$	$\bar{\gamma} = 6.5539$

En la *Tabla 7* se aprecia que la probeta o muestra número 2 ensayada a flexión presenta la resistencia última más elevada $P_u = 2.3016$ kN y la curva esfuerzo vs deformación (*Gráfica 5*) es muy similar para estas 3 muestras ensayadas.



Gráfica 5. Comparación de los ensayos a flexión de las probetas con caras manufacturadas por impregnación manual.

Las siguientes barras de error (*Gráfica 6*) indican si existen diferencias significativas entre las muestras tomando como margen un error de 5 %.



Gráfica 6. Barra de error de las muestras tipo I.

El error que se presenta es representativamente insignificante por lo que el proceso en términos estadísticos es aceptable.

Tabla 8. Esfuerzo cortante y esfuerzo en las caras de las probetas tipo I.

Probeta	Esfuerzo cortante máximo F_s^{ult} Mpa	Esfuerzo en las caras σ Mpa
1	1.06644	77.9892
2	1.1186021	94.3266
3	1.1761567	105.0139

Los resultados estadísticos de las muestras ensayadas son las siguientes:

Media aritmética $\bar{X} = 1.1184676 \text{ Mpa}$

Coefficiente de variación $CV = 5.163886 \%$

Desviación estándar $S = 57.7564 \text{ kPa}$

Los resultados se consideran homogéneos al presentar un CV menor al 20%.

Tipo II) Estructuras sándwich con interfaz resina epoxi y revestimientos manufacturados por VARI.

El proceso de manufactura de estas probetas presenta la característica de que cada laminado fue manufacturado por el proceso VARI, y posteriormente adherido mediante resina epoxi al núcleo nido de abeja. En la

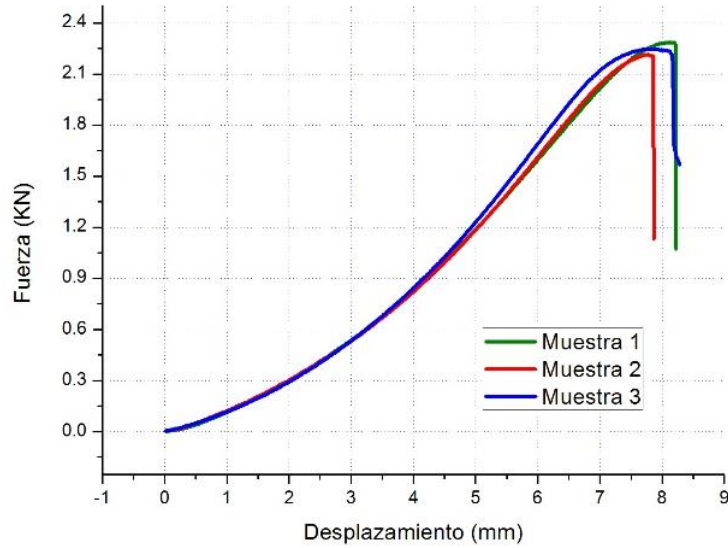
Tabla 9 se presenta las medidas y los resultados para el ensayo de flexión.

Tabla 9. Datos técnicos y experimentales del ensayo a flexión en las estructuras sándwich.

De la

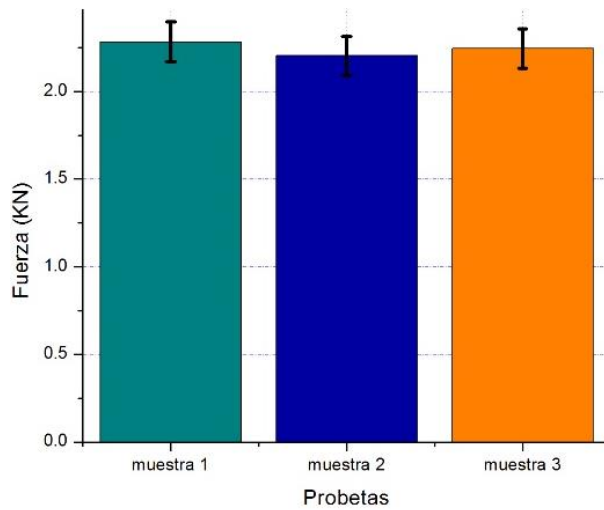
Probeta	Largo (mm)	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Peso (g)	P_u (KN)	γ (mm)
1	200	75.45	14.13	44.5	2.28613	8.123
2	200	76.05	14.20	41.8	2.20683	7.841
3	200	75.13	14.17	46.2	2.24532	7.761
$\bar{l} = 200$		$\bar{b} = 75.54$	$\bar{a} = 14.16$	$\bar{w} = 44.16$	$P_u = 2.246$	$\bar{\gamma} = 7.9083$

Tabla 9 se tiene que la probeta 1 presenta la mayor resistencia a la flexión, así mismo se tiene que la fuerza máxima es de 2.28613 KN, en la Gráfica 7 se presentan las curvas obtenidas para cada muestra ensayada.



Gráfica 7. Comparación de las probetas sándwich 1, 2, 3 a flexión.

Los resultados se presentan con una tendencia homogénea, por lo cual se hace un análisis minucioso, presentado en la Gráfica 8 para un error al 5%.



Gráfica 8. Comparación de error de los ensayos a flexión.

Estadísticamente los resultados son válidos para un error al 5%, como se aprecia en la gráfica de barras.

Tabla 10. Esfuerzo cortante y esfuerzo en las caras de las probetas tipo II.

Probeta	Esfuerzo cortante max. F_s^{ult} Mpa	Esfuerzo en las caras σ Mpa
1	1.125973	62.5540
2	1.075542	56.8068
3	1.108934	59.8346

Los resultados estadísticos de las probetas tipo II son las siguientes:

Media aritmética $\bar{X} = 1.103483 \text{ Mpa}$

Coefficiente de variación $CV = 2.324783 \%$

Desviación estándar $S = 25.6535 \text{ kPa}$

Los resultados se consideran homogéneos al presentar un CV menor al 20%, en este caso de 2.32%.

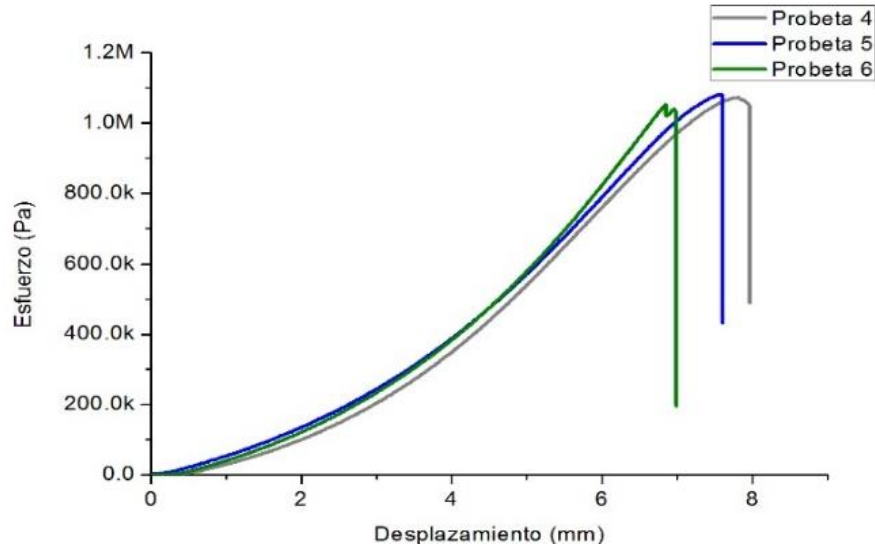
Tipo III) Estructuras sándwich con interfaz resina epoxi y revestimientos impregnados manualmente, ensayado sobre el revestimiento fabricado por impregnación manual.

El proceso de manufactura de estos sándwich consistió en pegar dos laminados diferentes sobre el núcleo sándwich, un laminado fabricado por VARI Y el otro por impregnación, y posteriormente ensayarse sobre la cara cuya laminado fue fabricado por impregnación manual.

Tabla 11. Datos técnicos y experimentales del ensayo a flexión en las estructuras sándwich tipo III.

Probeta	Longitud (mm)	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Peso (g)	Fuerza máx. (KN)	Desplazamiento (mm)
1	200	75.94	13.86	38.3	2.12794	7.95079
2	200	73.25	13.87	37.5	2.09742	7.60
3	200	73.87	13.85	36.8	2.02744	6.99040
	$\bar{l} = 200$	$\bar{b} = 74.35$	$\bar{d} = 13.84$	$\bar{w} = 37.366$	$P_u = 2.084$	$\bar{\gamma} = 7.51$

En la Tabla 11 se presentan las fuerzas máximas de cada ensayo a flexión y su desplazamiento máximo a la rotura, mientras que en la Gráfica 9 se presentan las curvas esfuerzo vs desplazamiento para estos ensayos.



Gráfica 9. Gráfica curva esfuerzo vs desplazamiento de los sándwich tipo III.

Tabla 12. Esfuerzo cortante y esfuerzo en las caras de las probetas tipo III.

Probeta	Esfuerzo cortante max. F_s^{ult} Mpa	Esfuerzo en las caras σ Mpa
1	1.051854	73.0452
2	1.074436	73.9290
3	1.030648	72.2414

Se presenta en la Tabla 12 los esfuerzos máximos en las caras y los esfuerzos cortantes resultantes de este ensayo de flexión.

Los resultados estadísticos para este ensayo son los siguientes:

Media aritmética $\bar{X} = 1.0523066 \text{ Mpa}$

Coefficiente de variación $CV = 2.08145 \%$

Desviación estándar $S = 21.9033 \text{ kPa}$

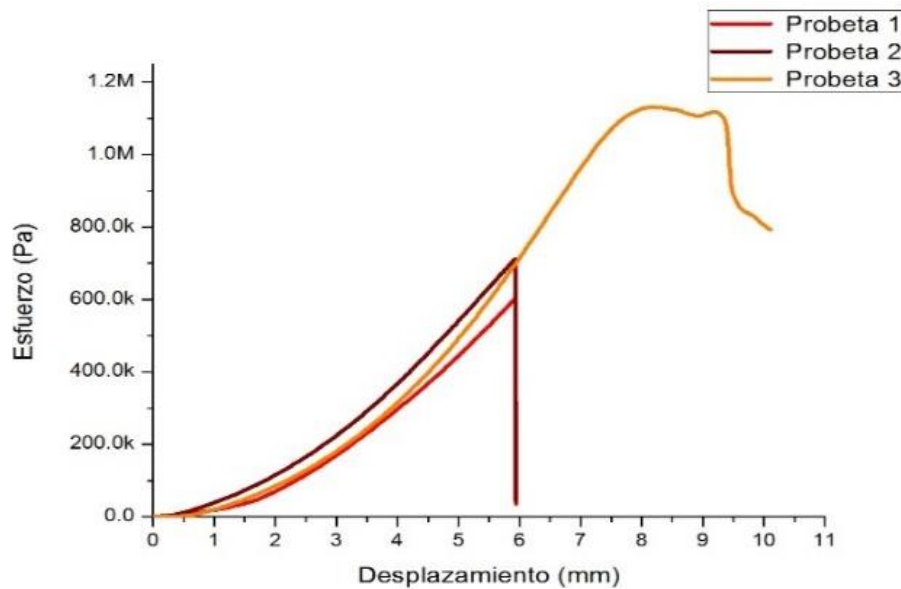
Tipo IV) Construcción de las estructuras sándwich con interfaz resina epoxi, revestimiento impregnado manualmente, ensayado sobre el revestimiento fabricado por VARI.

El proceso de manufactura de estos sándwich consistió en pegar dos laminados diferentes sobre el núcleo sándwich, un laminado fabricado por VARI Y el otro por impregnación, y posteriormente ensayarse sobre la cara cuya laminado fue fabricado por VARI.

Tabla 13. Datos técnicos y experimentales del ensayo a flexión en las estructuras sándwich tipo IV.

Probeta	Longitud (mm)	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Peso (g)	Fuerza máx. (KN)	Desplazamiento (mm)
1	200	75.15	13.93	38.7	1.2110	5.9274
2	200	75.29	13.97	39.9	1.4343	5.93005
3	200	72.66	13.87	38.7	2.18261	7.9907
	$\bar{l} = 200$	$\bar{b} = 74.36$	$\bar{d} = 13.92$	$\bar{w} = 39.1$	$P_u = 1.609$	$\bar{\gamma} = 6.40$

En la *Tabla 13* se presentan los datos técnicos de esta probeta así como la fuerza máxima que estas resistieron, en la *Gráfica 10* se muestran las curvas esfuerzo – deformación del ensayo.



Gráfica 10. Gráfica curva esfuerzo vs desplazamiento de los sándwich tipo IV.

Tabla 14. Esfuerzo cortante y esfuerzo en las caras de las probetas tipo IV.

Probeta	Esfuerzo cortante max. F_s^{ult} Mpa	Esfuerzo en las caras σ Mpa
1	0.603320	39.3463
2	0.712186	44.8841
3	1.126733	77.5565

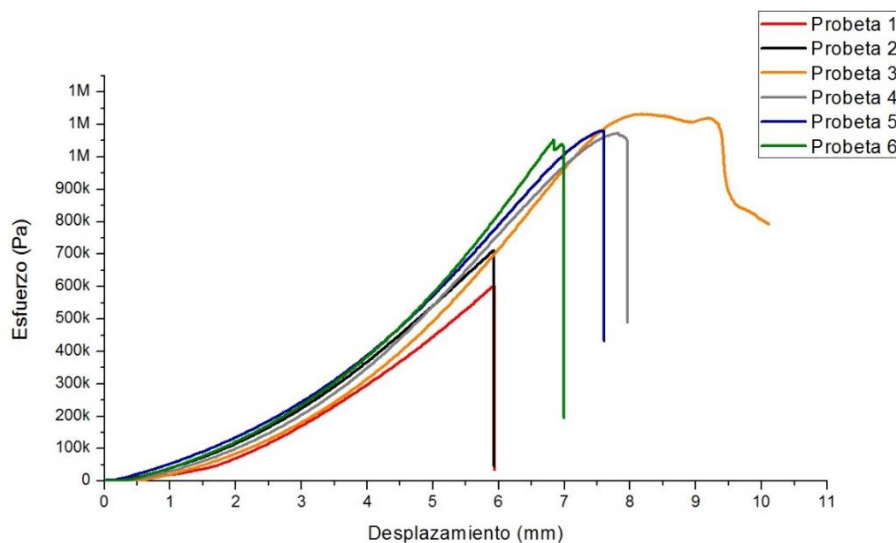
En la *Tabla 14* se presentan los esfuerzos cortantes máximos en las caras y en las caras, este tipo de probetas.

Media aritmética $\bar{X} = 0.814079 Mpa$

Coefficiente de variación $CV = 33.9258 \%$

Desviación estándar $S = 276.1832 kPa$

Comparación de los ensayos a flexión a tres puntos de las estructuras sándwich manufacturados por diferentes procesos.



Gráfica 11. Ensayos a flexión de las probetas sándwich a flexión de tres puntos.

Los ensayos a flexión de las estructuras sándwich son un parámetro estándar para determinar el esfuerzo cortante máximo que estas soportan así como el esfuerzo máximo en las caras, en los que se vio claramente que las estructuras tipo II presentan una variación menor y mayor homogeneidad en sus resultados (*Gráfica 11*).

5.3 Modos de fallos presentados en el ensayo de flexión ASTM C393

La energía de absorción y la carga de falla de las estructuras sándwich compuestas de fibra de carbono y núcleo nido de abeja (aramida) disminuyen significativamente cuando se presenta *desunión o delaminación* ocurrida en la interface cara-núcleo [36], la frecuente aparición de estas fallas son principalmente causadas por dos razones: *débil adhesión quebradiza de resina epoxi*, y *concentración de esfuerzos en la zona de interface cara-núcleo* [37], [38].

Por lo tanto las fuerzas de unión entre el núcleo-fibra de carbono y la dureza son identificadas como factores claves para estas estructuras.

Las fallas que presentaron cada una de las muestras después de ser sometidas a flexión son presentadas en la *Figura 48*.

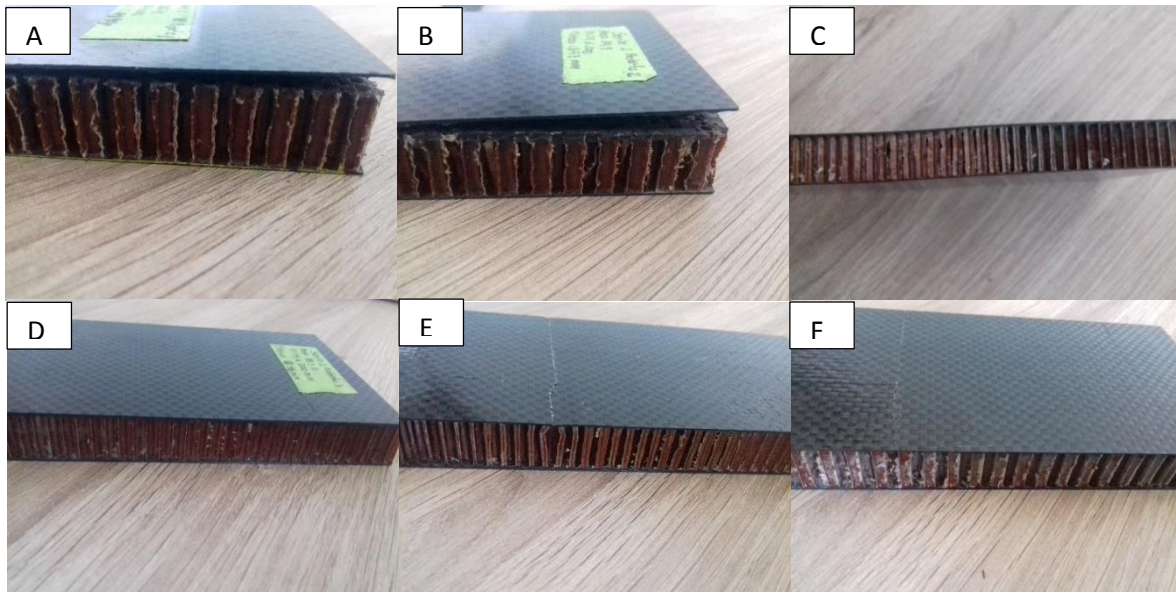


Figura 48. Fallas presentadas en las estructuras sándwich sometidas a flexión de tres puntos, A) Falla por delaminación B) Falla por delaminación C) Falla por aplastamiento D) Falla por aplastamiento E) Falla por aplastamiento F) Falla por aplastamiento.

Las fallas que se observadas se encuentran dentro de los dos tipos de fallos permitidos por la norma ASTM C393 para ensayos a flexión de tres puntos.

5.4 Resultados de los ensayos a tensión de los sándwiches estandarizados bajo la norma ASTM C-297.

La evaluación del ensayo se realiza a partir de las curvas tensión-deformación. Los parámetros más importantes son tensiones (en N/mm^2 o Mpa), Modulo de elasticidad y deformación o alargamiento, Los únicos modos de falla aceptable para la resistencia a tensión plana son aquellos que son *internos a la construcción del sándwich*.

$$F_z^{ftu} = \frac{p_{max}}{A} \dots \dots \dots (9)$$

Donde:

F_z^{ftu} = maxima resistencia a la traccion plana

p_{max} = Fuerza maxima antes del fallo, N [lbf]

A = Area de seccion transvesal, mm^2 [in^2]

Este ensayo se utiliza para proporcionar información sobre *la fuerza y la calidad de los enlaces de núcleo - núcleo*, también para producir datos de resistencia a la tracción plana para el núcleo, propiedades de diseño estructural, especificaciones de materiales y aplicaciones de investigación y desarrollo.

5.4.1 Materiales que constituyen el panel sándwich

Revestimientos:

Fibra de carbono 3k, 198 g, biaxial, secuencia de apilamiento 0/90°, 0/90°.

Resina Epoxi - Epolam 2015

Núcleo:

Honeycomb MT160.

Interfaz: Resina Epoxi - Epolam 2015.

Estos materiales constituyen el panel sándwich, las dimensiones fueron especificadas anteriormente, así como los métodos de prueba.

5.4.2 Graficas esfuerzo deformación de probetas sándwich estandarizados por la norma ASTM C-297.

Se construyeron estructuras sándwich con diferentes variaciones durante el proceso VARI y por lo cual se obtuvieron diferentes resultados que se compararán estadísticamente.

En los ensayos de tracción plana se ensayaron 8 probetas con los requerimientos solicitados por la norma ASTM C-297, validándose el ensayo si se presentan cualquiera de las siguientes fallas, a) falla del núcleo, b) falla adhesiva de núcleo-cara adhesiva, c) falla cohesiva del núcleo cara-adhesiva, d) falla por tracción del revestimiento [39].

Los tipos de probetas ensayadas se ordenaron en 3 tipos de acuerdo al proceso de manufactura del revestimiento.

Tipo I Revestimiento fabricado por VARI e interfaz resina-epoxi entre el nido de abeja y el revestimiento (probetas 6-8).

Tipo II Revestimiento fabricado por impregnación manual (Hand lay up) e interfaz resina-epoxi entre el nido de abeja y el revestimiento (4-5).

Tipo III Combinación de revestimientos fabricados por impregnación manualmente y VARI, e interfaz resina epoxi entre el nido de abeja y el revestimiento, ensayadas en las caras impregnadas (1-3).

Así mismo se enumeraron las muestras para el ensayo de tracción plana, la información es presentada en graficas **esfuerzo vs desplazamiento**, de esta forma se logró la caracterización del material.

Ensayo de las probetas tipo III Revestimiento fabricado por VARI e interfaz resina-epoxi entre el nido de abeja y el revestimiento (PT3).

De estos tres ensayos realizados se observa que la tensión es aplicada en dirección perpendicular a la fibra, por lo cual fibra y matriz actúan en serie. En este caso la tensión es la misma para la **matriz** y la **fibra** pero las deformaciones serán diferentes, el esfuerzo o **resistencia última** σ_p , presentaron variaciones como se aprecia en las gráficas, la zona de fractura o rotura nos indicó que durante este ensayo la **tenacidad** presentada en cada ensayo resulto diferente. El límite de **proporcionalidad** se presentó a diferentes cargas en las muestras ensayadas.

Ensayos de las probetas Tipo II Revestimiento fabricado por VARI e interfaz resina-epoxi entre el nido de abeja y el revestimiento (PT2).

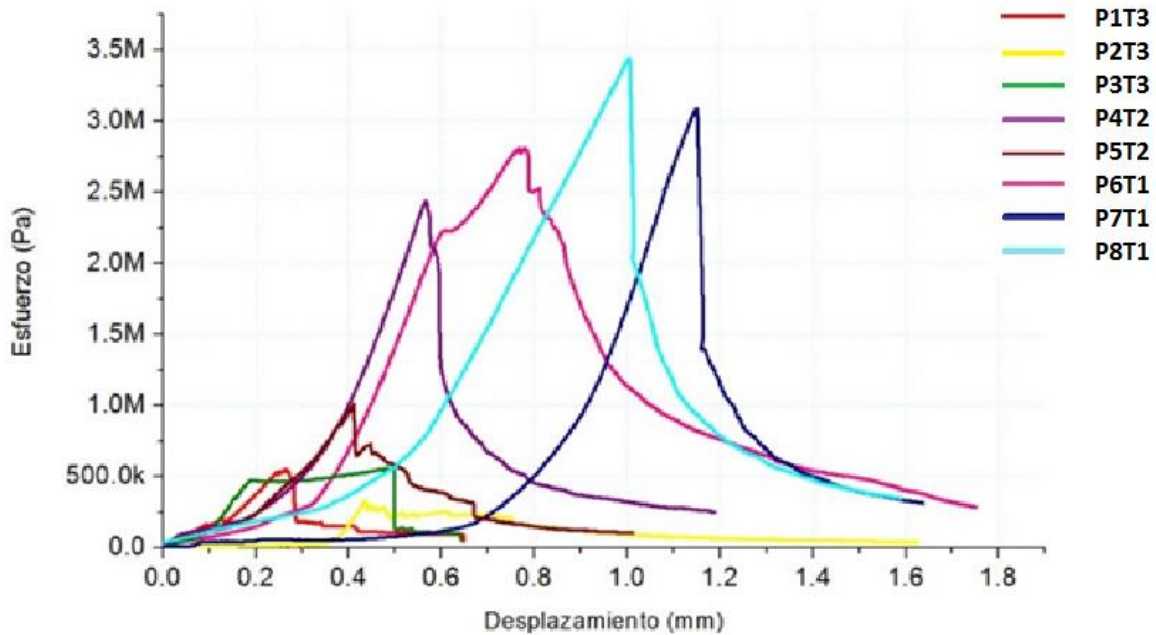
Este grupo de probetas presentan una variación de sus resultados notable, así como se descartó una tercera muestra debido a que no cumplió con los estándares para pruebas a tracción plana.

Ensayo de las probetas Tipo I Revestimiento fabricado por impregnación manual (Hand lay up) e interfaz resina-epoxi entre el nido de abeja y el revestimiento (PT1).

Las propiedades mostradas en los ensayos a tracción para este grupo de probetas o muestras, presentan como características una alta resistencia a la tracción plana en comparación a las muestras tipo I y tipo II, con un **esfuerzo ultimo** promedio por encima de los 3 Mega pascales.

Comparación de los resultados para ensayos a la tracción plana.

En la siguiente figura (Gráfica 12) se muestran los resultados de los ensayos a tracción plana, en la cual las comparaciones entre las distintas muestras es mas notoria.



Gráfica 12. Comparación de las curvas esfuerzo vs desplazamiento para los ensayos a la tracción plana.

Las muestras **tipo III** (P-3T) presentaron los valores más pequeños para la resistencia a tracción, mientras que las muestras **tipo I** (P-T1) Revestimiento fabricado por VARI e interfaz resina-epoxi entre el nido de abeja y el revestimiento presentaron el **esfuerzo ultimo** más elevado (2.7 Mpa, 3.1 Mpa, 3.5 Mpa), así mismo se presentan ocho resultados debido a que una de las probetas se salió de las condiciones establecidas por la norma ASTM.

5.5 Modos de fallos presentados a tensión

Los modos de fallo en el ensayo de tracción son 4 como antes fue mencionado, cualquier anomalía fuera de estos fallos son considerados como pruebas invalidas.

- 1.-Falla de núcleo (Rotura del núcleo).
- 2.-Falla de adhesión entre el núcleo y el adhesivo (Delaminación).
- 3.-Falla cohesiva del núcleo-adhesivo.
- 4- Falla por tracción del revestimiento.

A continuación se presentan los ensayos a tracción y cada uno de sus fallos (Figura 49).

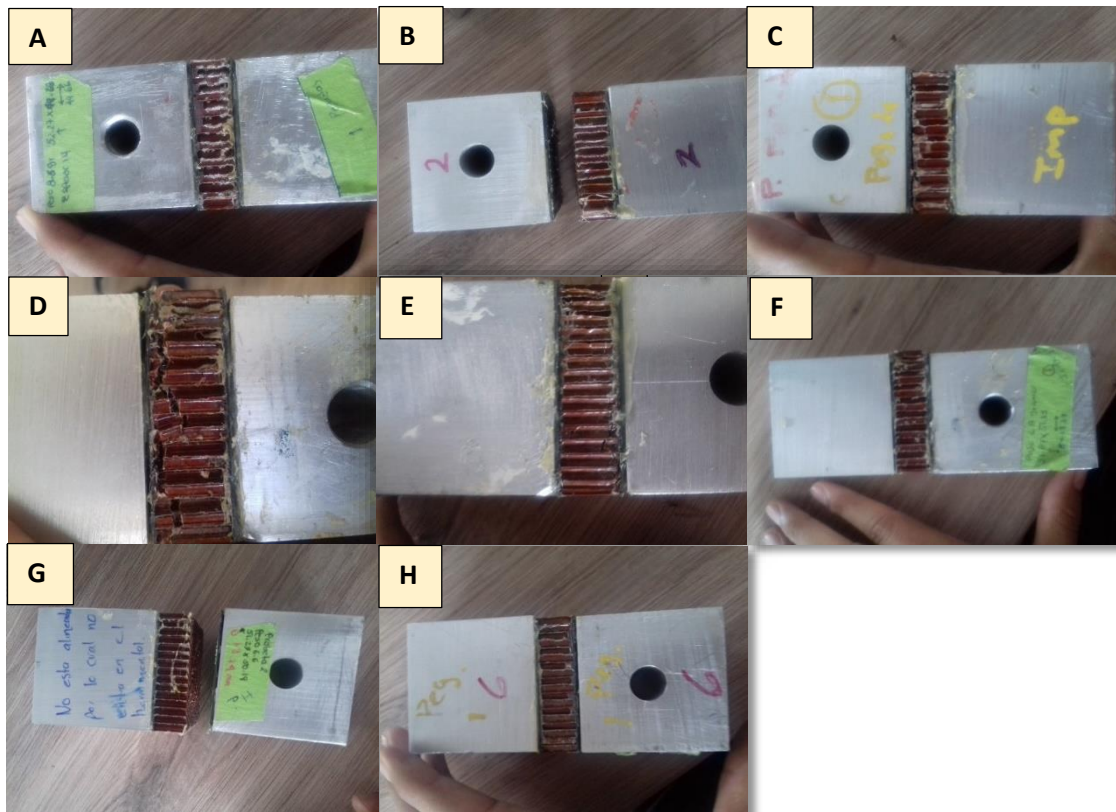


Figura 49. Fallos en las estructuras sándwich sometidas a tracción, A) rompimiento del núcleo B) Falla cohesiva del núcleo C) Falla de adhesión del núcleo y el adhesivo D)Falla del núcleo E) Falla del núcleo y delaminación F)Falla cohesiva del núcleo-adhesivo H)Falla cohesiva del nucleó y adhesivo.

El tipo de falla que más veces se presento fue la falla cohesiva del núcleo-adhesivo, seguida del rompimiento del núcleo, por lo cual descartar el uso de más capas en el laminado fue acertado para los ensayos de tracción.

5.6 Análisis microscópico de las fallas realizadas a tensión bajo los parámetros de ASTM C-297

Utilizando un estereoscopio a 50X se obtuvieron las siguientes Imágenes (Figura 50), se puede observar una imagen digital ampliada, en el que se aprecia claramente la distribución de resina Epoxi - Epolam 2015 en el material sándwich después de haber sido ensayado.

El análisis microscópico confirma la forma de ruptura de las probetas sándwiches, en el cual se observa la tendencia a la falla tipo III; falla cohesiva del núcleo.

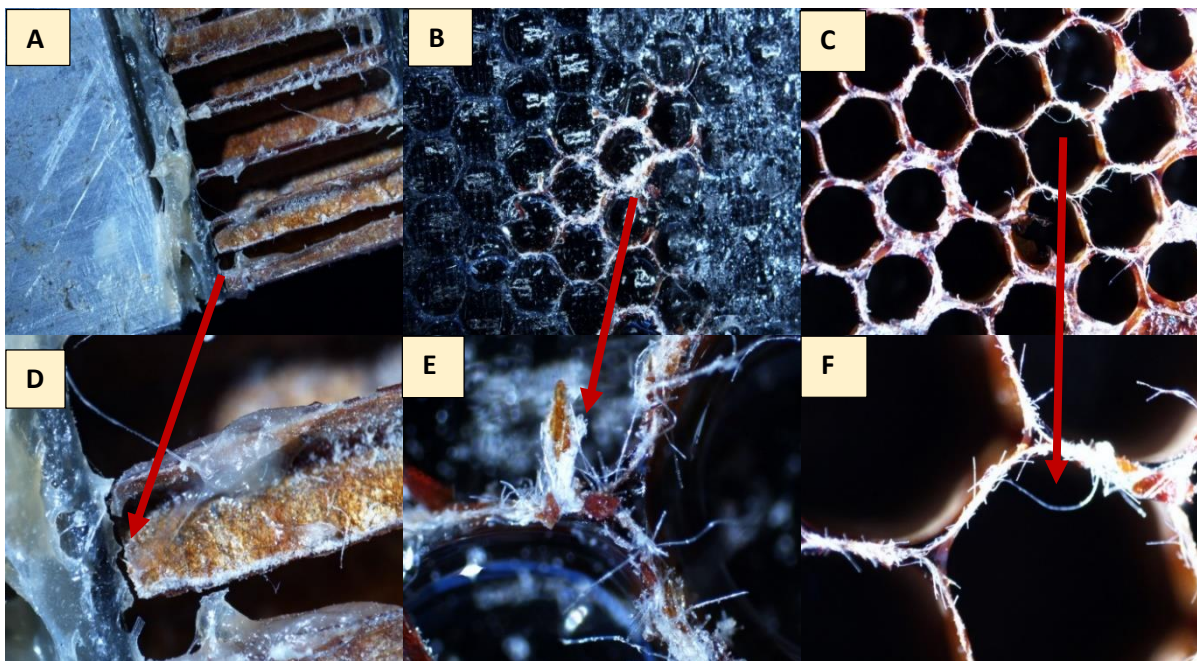


Figura 50. Microestructura obtenida por microscopia electrónica.

Este tipo de falla nos confirma que el uso de mayor adhesivo en la zona de interfaz no es necesario, debido a la falla prematura del núcleo de aramida. En las figuras A, B, C se nos muestra la falla en esta zona de interfaz núcleo-revestimiento.

Los tipos de probetas ensayadas se ordenaron en 3 tipos de acuerdo al proceso de manufactura del revestimiento.

Tipo I. Revestimiento fabricado por VARI e interfaz resina-epoxi entre el nido de abeja y el revestimiento.

Tipo II. Revestimiento fabricado por impregnación manual (Hand lay up) e interfaz resina-epoxi entre el nido de abeja y el revestimiento.

Tipo III. Combinación de revestimientos fabricados por impregnación manualmente y VARI, e interfaz resina epoxi entre el nido de abeja y el revestimiento, ensayadas en las caras impregnadas.

Tabla 15. Tipos de probeta y fallas presentadas en los ensayos de tensión plana.

Probeta	Cara ensayada	Falla presentada
1	Tipo III	Rompimiento del núcleo
2	Tipo III	Falla cohesiva del núcleo y el adhesivo
3	Tipo III	Falla del núcleo y el adhesivo
4	Tipo II	Falla del núcleo
5	Tipo II	Falla del núcleo y delaminación
6	Tipo I	Falla del núcleo
7	Tipo I	Falla cohesiva del núcleo-adhesivo
8	Tipo I	Falla cohesiva del núcleo y el adhesivo

De estas muestras se observa (*Tabla 15*) que las probetas sándwich tipo I revestimiento fabricado por VARI e interfaz resina-epoxi entre el nido de abeja y el revestimiento presentaron falla cohesiva del núcleo y delaminación, las tipo II revestimiento fabricado por impregnación manual (Hand lay up) e interfaz resina-epoxi entre el nido de abeja y el revestimiento presentaron falla en el núcleo y delaminación y las tipo III Combinación de revestimientos fabricados por impregnación manualmente y VARI, e interfaz resina epoxi entre el nido de abeja y el revestimiento, ensayadas en las caras impregnadas presentaron rompimiento del núcleo y falla del núcleo-adhesivo.

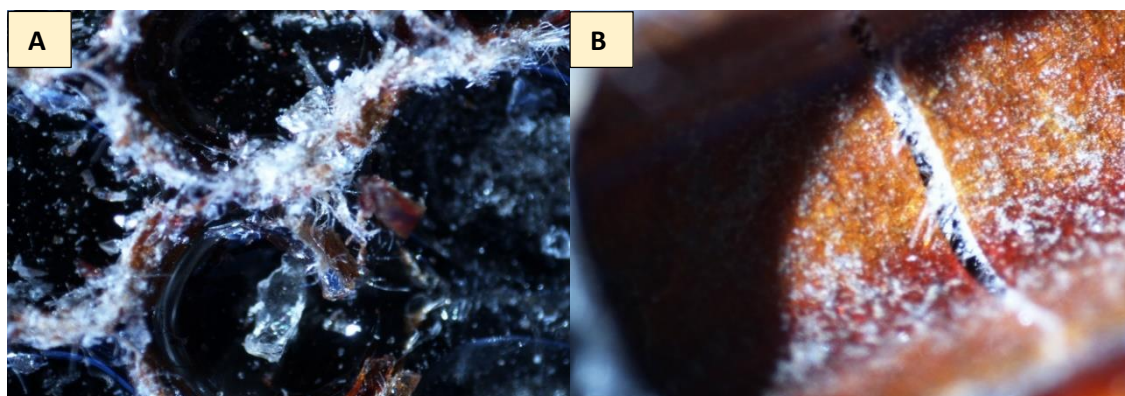


Figura 51. Falla por rotura del núcleo (B) y falla en el adhesivo (A).

En la *Figura 51* se observa el desprendimiento de las aramida y posterior rompimiento del núcleo y la concentración de resina en las caras hexagonales del nido de abeja.

5.7 Ensayo sobre una viga panel de abeja

Como se vio en capítulos anteriores una viga en I se comporta de manera similar a un núcleo panel de abeja, por lo cual el análisis se realiza de forma similar.

Para realizar este análisis se consideran los siguientes principios básicos:

1. Los materiales se consideran homogéneos.
2. Los materiales se consideran continuos.
3. Los materiales se consideran isótropos.
4. No se consideran las fuerzas internas interatómicas.
5. Principio de superposición.
6. Principio de Saint Venant.

Considerando que los revestimientos (laminados) toman toda la carga de flexión mediante una fuerza de compresión y tracción, además correctamente distribuidas en las láminas, y rigidez del núcleo $E_c \approx 0$.

$$F_{b1} = \frac{C}{t_{1b}} \dots \dots \dots (10)$$

$$M_t = ch \dots \dots \dots (11)$$

$$F_{b1} = \frac{M}{t_1 hb} \text{ y } F_{b2} = \frac{M}{t_2 hb} \dots \dots \dots (12)$$

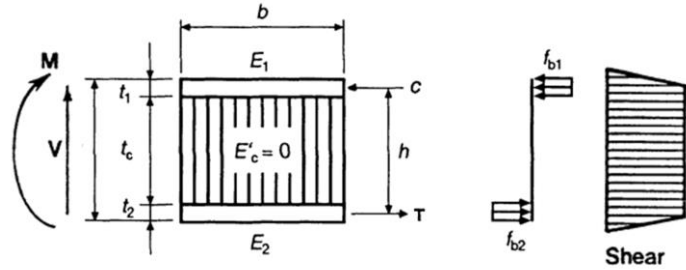


Figura 52. Comportamiento del momento a flexión.

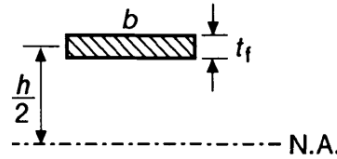


Figura 53. Sección para analizar la estructura sándwich.

$$Q = A\bar{Y} = (b_{tf})\left(\frac{h}{2}\right) \dots \dots \dots (13)$$

$$I = 2(b_{tf})\left(\frac{h}{2}\right)^2 \dots \dots \dots (14)$$

$$\tau_c = \frac{V(b_{tf})\left(\frac{h}{2}\right)}{2(b_{tf})\left(\frac{h}{2}\right)^2 b} = \frac{Vh}{2(2)\left(\frac{h^2}{2}\right)b} = \frac{V}{hb} \dots \dots \dots (15)$$

Los tres principales problemas son deformaciones por **cortantes, hoyuelos y arrugas.**

En paneles delgados la deformación suele ser inferior al 2 %, además para considerarse una viga se requiere que $w > 7t$ & $w > 1/3$ longitud.

Esfuerzo critico de pandeo

$$\sigma_{cr}^D = \frac{2E_f}{\lambda_f} \left[\frac{t_f}{s}\right]^2 \dots \dots \dots (16)$$

Deflexión total de la viga.

$$\Delta_T = \Delta_b + \Delta_s$$

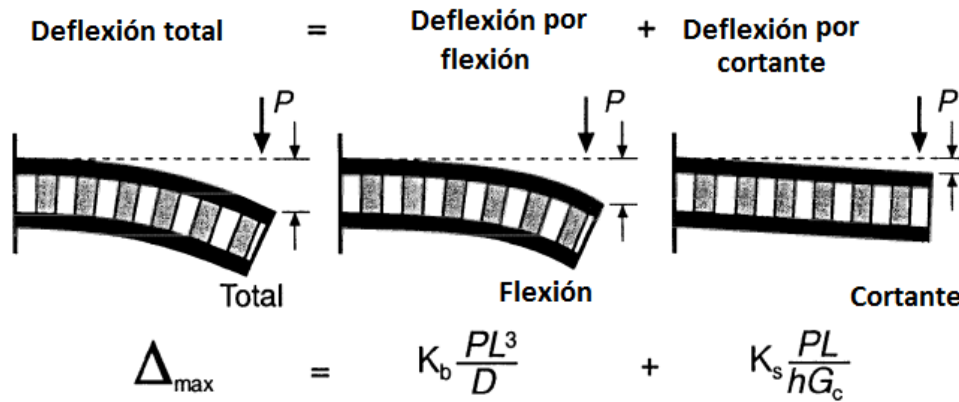


Figura 54. Deflexión total en una viga panel de abeja.

La deflexión total será igual a la suma de la deflexión por flexión + deflexión por cortante.

5.8 Análisis de la viga sándwich.

Los siguientes cálculos son una aproximación a los realizados experimentalmente, y en este caso se utiliza como una parámetro de comparación con los que se pretende obtener.

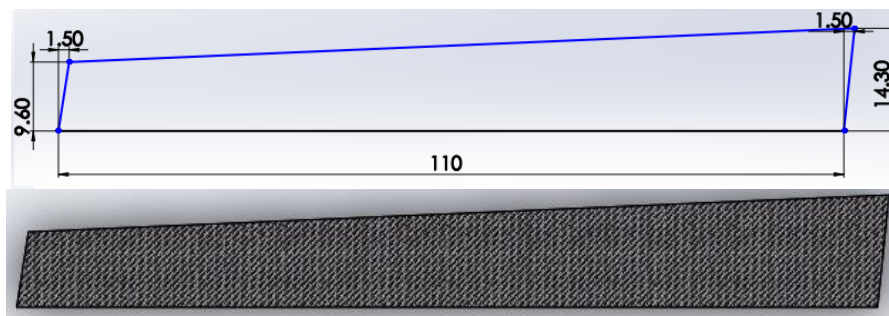


Figura 55. Dimensiones de la viga sándwich 1.

Para su análisis se formula la viga con carga distribuida, espesor 1.4 cm y análisis de una viga en cantiléver, al no ser una figura geométrica, se procedió al cálculo del centro de gravedad y centroide.

El centro de gravedad coincide con el centro de masa y el centroide coincidirá con el centroide al ser considerado de densidad homogénea.

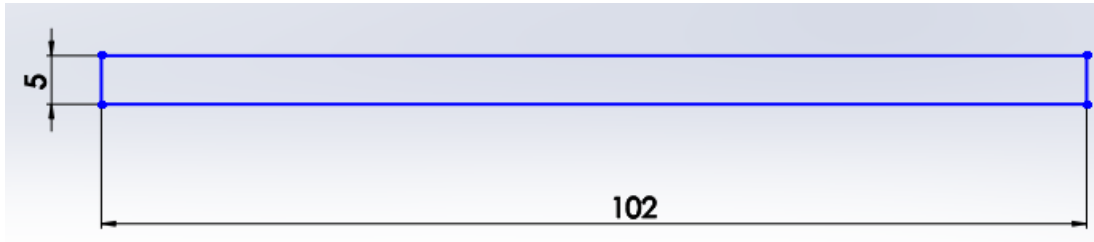


Figura 56. Dimensiones de la viga sándwich 2.

En la *Figura 56* se indican las dimensiones de la viga sándwich 2, al ser una viga simétrica su centroide se encuentra en el centro geométrico de la viga, el espesor de esta viga es de 2.691 cm, al utilizar un núcleo honeycomb más grueso.

Calculo del centroide de la viga sándwich 1

La figura se secciona en 4 zonas mostradas a continuación.



Figura 57. Viga 1 seccionada.

Tabla 16. Calculo del centroide para la viga 1.

	Área (A_i)	\bar{x}_i	\bar{y}_i	$A\bar{x}_i$	$A\bar{y}_i$
1	7.2	7.2	3.2	7.2	23.04
2	1573	56.5	7.15	88874.5	11246.95
3	-258.5	38.16	12.733	-9864.36	-3291.48
4	-10.725	111	4.76	-1190.475	-51.051
	$\Sigma A = 1310.975 \text{ cm}^2$			$\Sigma A\bar{x}_i = 77826.86$	$\Sigma A\bar{y}_i = 7927.459$

$$\bar{X} = \frac{\Sigma A\bar{x}_i}{\Sigma A} \quad \bar{Y} = \frac{\Sigma A\bar{y}_i}{\Sigma A}$$

$$\bar{X} = \frac{77826.86 \text{ cm}^3}{1310.975 \text{ cm}^2} = 59.364 \text{ cm} \quad \bar{Y} = \frac{7927.459 \text{ cm}^3}{1310.975 \text{ cm}^2} = 6.046 \text{ cm}$$

$$\bar{X} = 593.647 \text{ cm} \quad \bar{Y} = 6.046 \text{ cm}$$

Tomando al material sin defectos e idealizado, las coordenadas del centroide y centro de gravedad son $\bar{X} = 593.647 \text{ cm}$ $\bar{Y} = 6.046 \text{ cm}$, que es donde se concentrara las cargas distribuidas.

5.9 Análisis experimental de flexión con carga distribuida y en cantiléver de vigas tipo sándwich

La siguiente fotografía (*Figura 58*) muestra una viga construida con una estructura tipo sándwich tipo II “Estructuras sándwich con interfaz resina epoxi y revestimientos manufacturados por VARI”. Las medidas así como los datos técnicos se presentan a continuación.

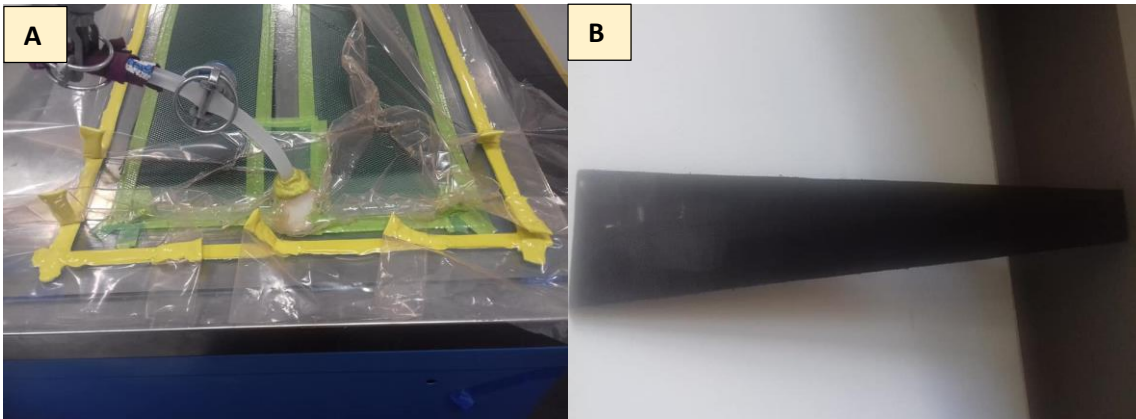


Figura 58. A) Construcción de los laminados, B) Viga sándwich manufactura en los laboratorios de CENTA.

Esta viga actúa como un refuerzo localizado en el interior de un alerón para un LSA, por lo cual se considera que están actuando las cargas aerodinámicas en su geometría. Un alerón se compone de dos zonas, llamadas extradós e intradós, este refuerzo se encuentra ubicada en la zona llamada intradós, que soporta la mayor concentración de presión durante los cambios de dirección de un LSA en servicio.

5.9.1 Ensayo a flexión de viga sándwich 1 con empotre fijo

La viga irregular 1 fue acomodada en cantiléver en una mesa y sujeta por dos sargentos como se ve en la *Figura 59*.

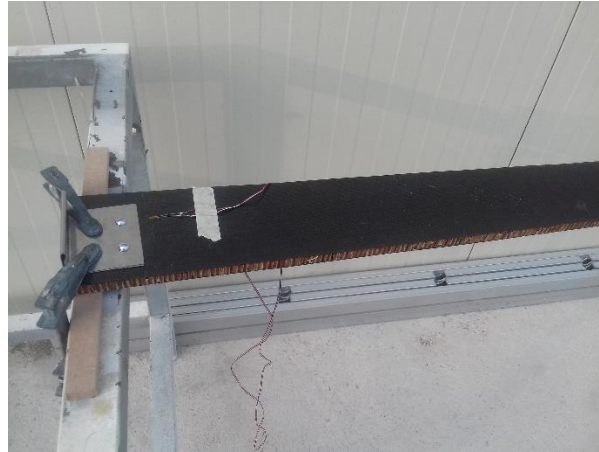


Figura 59. Viga sándwich en cantiléver.

Esta viga tiene adheridas galgas extensiométricas tipo **1-LY16-6/120** en la parte superior e inferior en las proximidades del empotre este con el fin de medir las deformaciones a compresión y tensión que ocurren, como resultado de estar sujeta a cargas distribuidas.

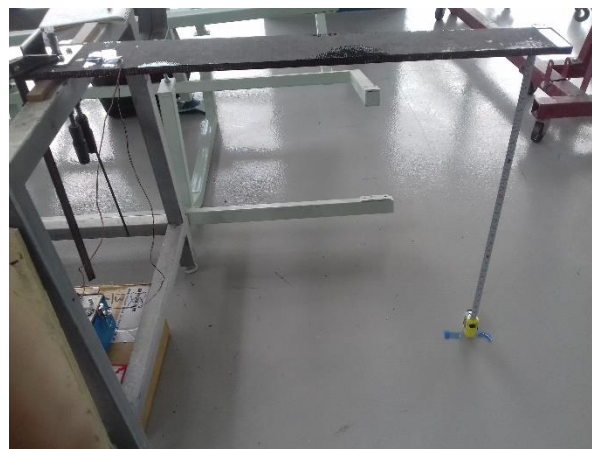


Figura 60. Vista general de la viga sándwich y los equipos utilizados.

Se situó un flexómetro en el borde de la viga en apoyo visual en la toma de medidas, y determinar el cambio de altura vertical. Se conectaron las galgas extensiométricas como herramienta para medir fuerzas y deformaciones unitarias, conectadas a un indicador de tensión y registrador de datos digitales P3 (Figura 61), que utiliza una pantalla LCD para desplegar los datos adquiridos, que ocurren en la viga sándwich ensayada.

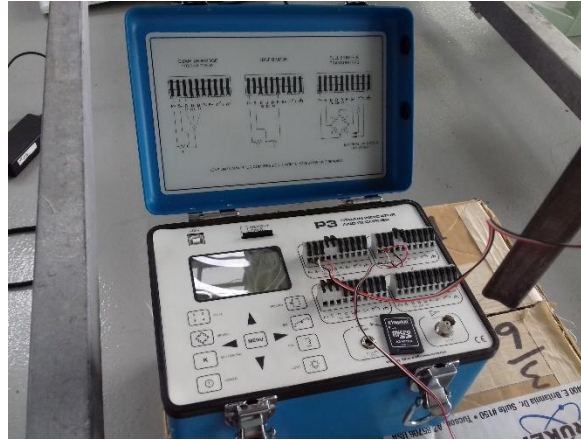


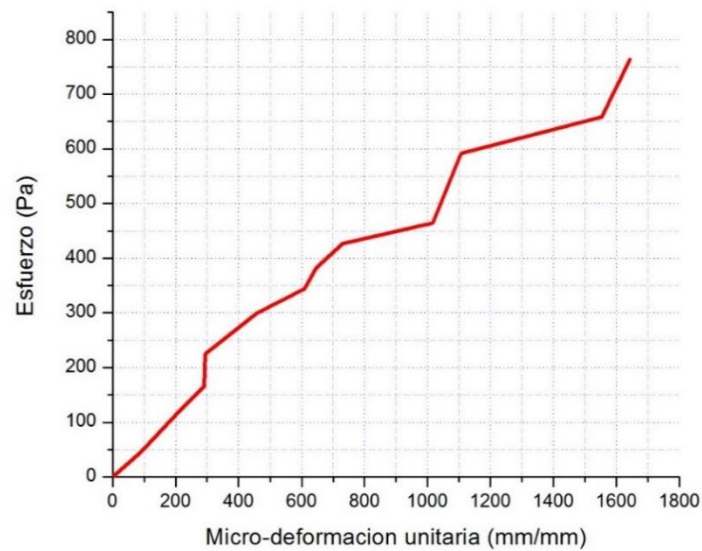
Figura 61. P3 Strain Indicator and Recorder.

Se agregaron diferentes pesos (w), siendo estos $w_1 = 5.88 N$, $w_2 = 8.8254 N$, $w_3 = 6.8642 N$, $w_4 = 7.8448 N$, $w_5 = 9.806 N$, $w_6 = 5.8836 N$, $w_7 = 4.903 N$, $w_8 = 5.8836 N$, $w_9 = 4.903 N$, $w_{10} = 16.6702 N$, $w_{11} = 8.829 N$, $w_{12} = 13.784 N$,



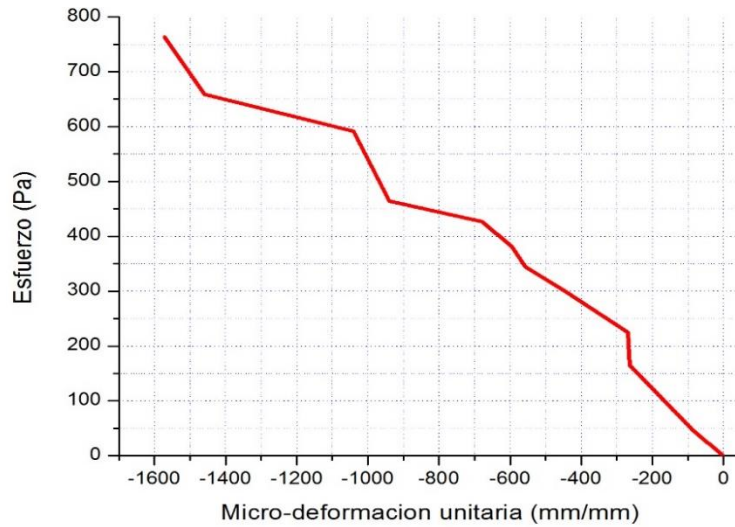
Figura 62. Carga de los pesos sobre la viga en cantiléver.

Debido al empotre fijo en la viga, se limita a una falla por deflexión en el cuerpo de la viga en cantiléver, se siguió la metodología indicada en el procedimiento anterior. Los datos para deformaciones a flexión y compresión indicadas por el P3, se muestran en las siguientes gráficas.



Gráfica 13. Grafica esfuerzo vs deformación de la viga sándwich 1, parte superior sometida a tensión.

En la Gráfica 13 se presenta el comportamiento de la viga 1 en la parte superior sometida a tensión, en la cual se observa que el esfuerzo máximo (σ_{max}) es de 763.945 pascales con una deformación unitaria de 1643×10^{-6} , en la Gráfica 14 se muestra el comportamiento de la parte inferior la cual se encuentra en compresión.

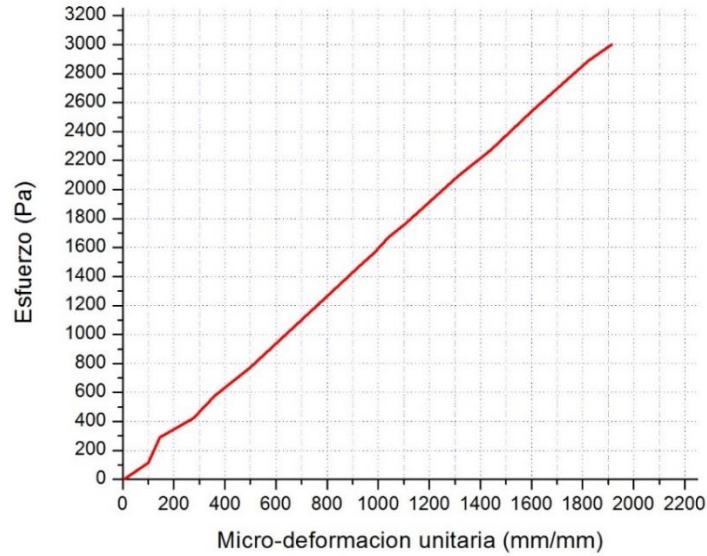


Gráfica 14. Grafica esfuerzo vs deformación de la viga sándwich 1, parte inferior sometida a compresión.

5.9.2 Ensayo a flexión de viga sándwich 2 con empotre fijo

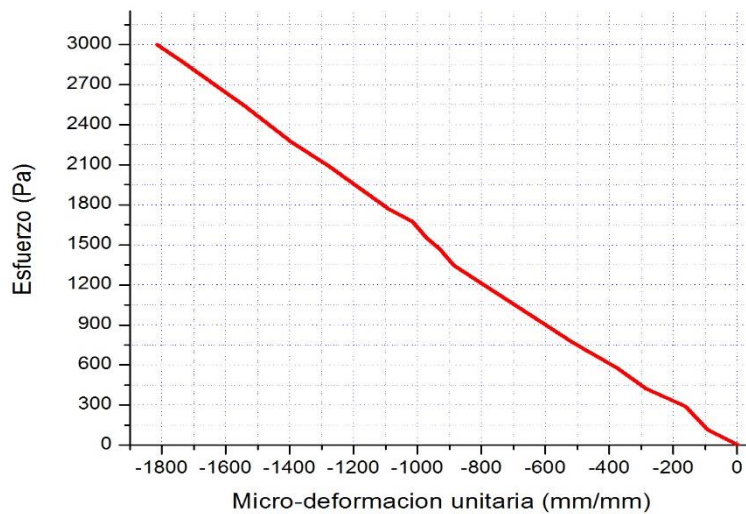
Para este ensayo de flexión se utilizó una viga rectangular sándwich de medidas 1mx3cm y un espesor de 26.91 mm, se utilizaron los siguientes pesos: $w_1 = 5.88 N$, $w_2 = 8.8254 N$, $w_3 = 6.8642 N$, $w_4 = 7.8448 N$, $w_5 = 9.806 N$, $w_6 = 5.8836 N$, $w_7 = 4.903 N$, $w_8 = 5.8836 N$, $w_9 = 4.903 N$, $w_{10} = 16.6702 N$, $w_{11} = 8.829 N$, $w_{12} = 13.784 N$, $w_{13} = 29.418 N$, $w_{14} = 17.6508 N$, $w_{15} = 5.8836 N$.

Durante el ensayo de flexión la viga soporto las 15 cargas a las que fue sujeta, mostrando con esto que al aumentar el espesor del núcleo en un sándwich se obtienen mejores prestaciones mecánicas, aumentando notoriamente la rigidez.



Gráfica 15. Grafica esfuerzo vs deformación de la viga sándwich 2, parte superior sometida a tensión.

En la gráfica 15 se presenta el comportamiento de la viga 2 en la parte superior en la que actúa una fuerza a tensión, en la cual se observa que el esfuerzo máximo (σ_{max}) es de 2999.48 pascales con una deformación unitaria de 1913×10^{-6} y en la Gráfica 16 se presenta la deformación que presenta en la parte inferior.



Gráfica 16. Grafica esfuerzo vs deformación de la viga sándwich 2, parte inferior sometida a compresión.

Conclusiones

Se fabricó un material compuesto tipo sándwich con revestimientos de fibra de carbono $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$, con interfaz de resina Epolam 2015 aplicada manualmente y núcleo Honeycomb hexagonal MT160, para posibles aplicaciones aeronáuticas.

Las probetas que se obtuvieron para los dos ensayos (flexión y tensión), proporcionan información detallada sobre como el método de manufactura por infusión e impregnación manual influye en las propiedades a tensión y flexión de las estructuras sándwich.

En la comparativa utilizando la norma ASTM C-393 para ensayos de flexión a tres puntos, se compararon cuatro (4) procesos de manufactura para estructuras sándwich para determinar cuál de ellas presenta las mejores propiedades a flexión; láminas de fibra de carbono $[0^\circ/90^\circ]$ manufacturadas por impregnación manual, láminas manufacturadas por VARI (Hand lay up), y probetas con cara superior impregnada y cara inferior pegada (ensayadas en ambas caras), cada una adherida con resina epoxi al núcleo nido de abeja.

Las fuerzas de unión entre el núcleo-fibra de carbono es un factor clave para la elección del método de manufactura que presento mejores propiedades, las probetas cuyas caras estaban revestidas por laminas frontales manufacturadas por impregnación manual presentaron *la mayor resistencia cortante* $\sigma = 1.1761 \text{ Mpa}$ con una tasa de coeficiente de variación $CV = 5.163886 \%$ y una desviación estándar $S = 57.7564 \text{ kPa}$, seguidas por las probetas cuya lamina fueron manufacturadas por infusión, presentando una resistencia cortante máxima de $\sigma = 1.125973 \text{ Mpa}$, desviación estándar $S = 25.6535 \text{ kPa}$ y $CV = 2.3247 \%$, también se observó que las láminas manufacturadas por VARI presentaron menor porosidad y fallaron por delaminación durante el ensayo a flexión de tres puntos, mientras que las primeras fallaron por rotura del núcleo y aplastamiento, concluyendo que las probetas cuyas caras fueron manufacturadas por VARI presentan condiciones menores a las impregnadas, sin embargo la desviación estándar nos indica un mayor grado de confiabilidad de su manufactura, y en términos estadísticos el error

es representativamente insignificante por lo cual es considerado como el mejor método para ensayos a flexión de tres puntos.

Los ensayos a tensión plana normalizados por la norma ASTM C-297 presentaron resultados dispersos, las probetas con caras manufacturadas por VARI presentaron los mejores resultados, con un esfuerzo máximo a la tracción plana de *2.7 Mpa, 3.1 Mpa, 3.5 Mpa*.

El desarrollo de estas pruebas nos indican que el método de manufactura más viable para realizar sándwiches constituidos por núcleos de aramida, revestimiento de fibra de carbono 0°/90° y unidos por un interfaz de resina epoxi son aquellas cuyas caras fueron fabricadas utilizando el método VARI, por lo cual se sugiere como el método para reforzar superficies de control aeronáuticas.

Conclusión del ensayo del ensayo de las vigas sándwich

Al aplicar este método de manufactura en la construcción de vigas sándwich se presentaron buenos acabados, posteriormente al ensayar estas vigas, se obtuvieron características de rigidez superiores en la viga cuyo núcleo es de mayor espesor, obteniéndose los resultados esperados.

Las vigas ensayadas presentaron un desplazamiento superior a los 8 cm sin presentar fractura en su constitución. El desplazamiento citado en las normas ASTM F2245, para estructuras aeronáuticas no debe rebasar los 10 cm con fractura.

Los valores de deformación unitaria de 1643μ . y 1913μ con la diferencia que la viga de mayor espesor tenía una un área superficial menor y por lo tanto mayor es el esfuerzo que recibe, al no presentarse rompimiento de las láminas o delaminación, se concluye que la técnica de VARI para construir las láminas de los sándwich y posterior adhesión al núcleo por impregnación de resina líquida es aceptable para construir componentes aeronáuticos.

Habrá que concentrar estudios posteriores en la relación de cantidad de láminas de fibra de carbono- núcleo para optimizar el rendimiento de las superficies de control diseñadas.

ANEXOS

Experimento 1 Infusión directa sobre la estructura sándwich

El procedimiento en la construcción de un sándwich consistió en un núcleo honeycomb hexagonal con ambos extremos cubiertos por dos pieles de fibra de carbono, se aplicó un embolsado a la parte a la pre-estructura, se le inyectó resina líquida y se forzó a pasar directamente sobre este arreglo por el vacío.

Se dejó un tiempo de curado de 24 horas y se retiraron los paneles obteniendo las siguientes muestras.



Figura 63. Infusión directa sobre estructura sándwich.

Se observa en la Figura 63 un acumulamiento de resina irregular, mientras que en la parte superior la resina mantuvo una consistencia estable.

Tabla 17. Materiales utilizados en el experimento 1.

Materiales	Peso (gramos)
2 capas de fibra de carbono biaxial 0°/90° 198 g. 3k(0.3 mm)	33.3
Honeycomb rectangular (1.8 mm de espesor)	7.6
Endurecedor EPOLAM 2015	39.12
Resina EPOLAM 2015	80.88
Laminado sándwich	31.2

La estructura sándwich mediante infusión de resina líquida al vacío presentó mayor concentración de resina (puente de resina) en la cara útil y por lo tanto un desequilibrio en las propiedades mecánicas en un lado de la cara.

Experimento 2 Impregnación manual de las pieles y curado en horno

Las pieles superiores e inferiores fueron impregnadas manualmente de resina epoxi, por medio de brochas, se le aplico un proceso de embolsado y acomodo de la red de distribución y evacuación, posterior a este se le aplico vacío (no se le aplico peel ply ni Green mesh), se post-curo en un horno a 100°C, durante 1 hora.



Figura 64. Impregnación manual de las pieles.

Tabla 18. Materiales utilizados en el experimento 2.

Materiales	Peso (gramos)
2 capas de fibra de carbono biax. 0/90 198 gm. 3k	94.3
Honeycomb rectangular 1.8 mm	93.7
Endurecedor EPOLAM 2015	36.096
Resina EPOLAM 2015	76.704

En las fotografías (*Figura 64*) se aprecia la delaminación de una de las caras de la estructura sándwich (cara bolsa), esta delaminación se incrementó cuando la estructura sándwich fue curada en el horno.

Experimento 3 Infusión directa con doble Green mesh en la parte superior e inferior de las caras

Se acomodó Green mesh y peel ply en la parte superior e inferior del arreglo para construir el sándwich.



Figura 65. Infusión directa con doble Green mesh.

Como resultado las estructuras presentaron demasiada concentración de resina en el núcleo, llenándose muchos espacios y aumentándose considerablemente el peso del panel sándwich.

Experimento 4 Infusión puntual sobre un arreglo honeycomb

Se le aplicó Green Mesh y peel ply al núcleo Honeycomb (sándwich) en la parte superior así como una inyección puntual (sobre el centro y parte superior de la estructura sándwich a fabricar), con una pequeña placa en la entrada de resina a fin de disminuir la velocidad de esta.



Figura 66. Infusión puntual.

La estructura obtenida (Figura 66) presenta una gran cantidad de resina, en la parte que estaba la placa se observa que las láminas no impregnaron del todo.

Tabla 19. Materiales utilizados en el experimento 4.

Materiales	Peso (gramos)
2 capas de fibra de carbono biax. 0/90 198 grm. 3k	38
Honeycomb rectangular 1.2 mm	21.4
Endurecedor EPOLAM 2015	74.42
Resina EPOLAM 2015	230.58

La resina se distribuyó a lo ancho del honeycomb, obteniéndose una densidad de la estructura de 0.8799 g/m^3 .

Experimento 5 Infusión directa con Green mesh en la parte inferior

Se aplicó dos capas de fibra de carbono impregnadas con resina epoxi sobre la parte superior (cara bolsa) Green mesh y peel ply en la parte inferior del núcleo Honeycomb con fibra de carbono, y se le aplicó vacío.

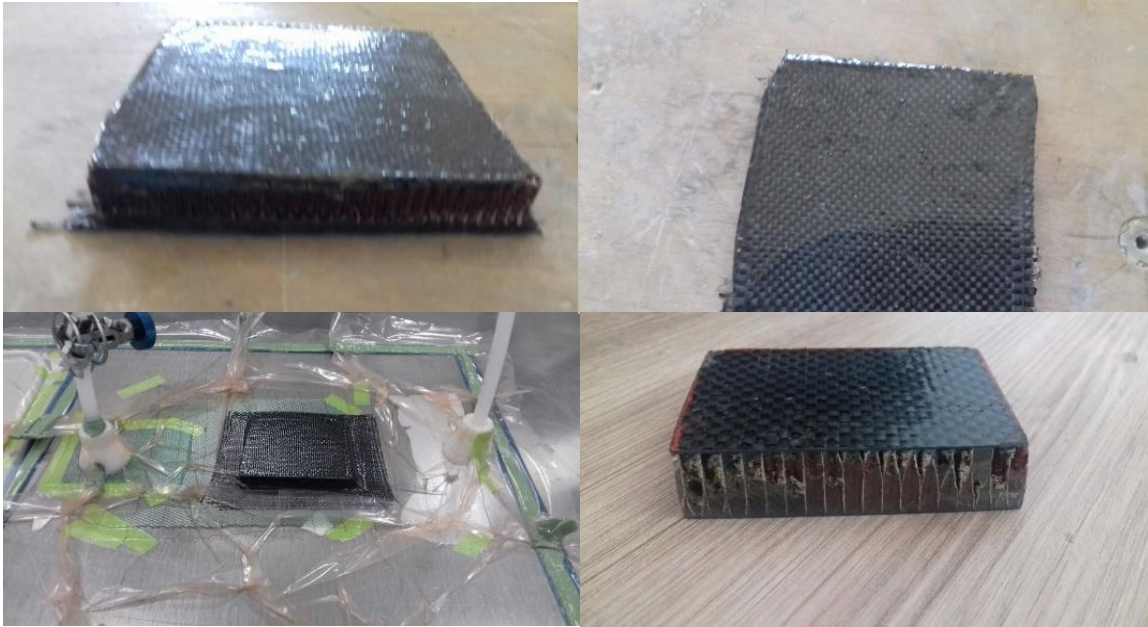


Figura 67. Infusión directa con Green mesh en la parte inferior.

La estructura sándwich obtenida presenta en su superficie rugosidad, y exceso de resina en el núcleo honeycomb.

Tabla 20. Materiales utilizados en el experimento 6.

Materiales	Peso (gramos)
2 capas de fibra de carbono biax. 0/90 198 grm. 3k	13.1
Honeycomb rectangular 1.6 mm	9.7
Endurecedor EPOLAM 2015	40
Resina EPOLAM 2015	117

Se obtuvo una densidad de 0.7080 g/m^3 del panel obtenido.

Experimento 6 láminas adheridas con resina al núcleo honeycomb en las caras y sometidas a vacío.

Se manufacturaron dos láminas de fibra de carbono/resina epoxi de dos pieles cada una, mediante la técnica de infusión al vacío, las cuales se les impregno 0.04437 g/cm^2 de resina epoxi y se adhirió al núcleo honeycomb, se le aplica vacío al sándwich, posterior se deja aislado del ambiente y a las 24 horas se retira el embolsado (29°C y 29% humedad).

Las láminas no presentan delaminación, la densidad es de aproximadamente 0.2534 g/cm^3 , una densidad muy baja.

Experimento 7 lámina inferior manufacturada por VARI, lamina superior impregnada por resina.

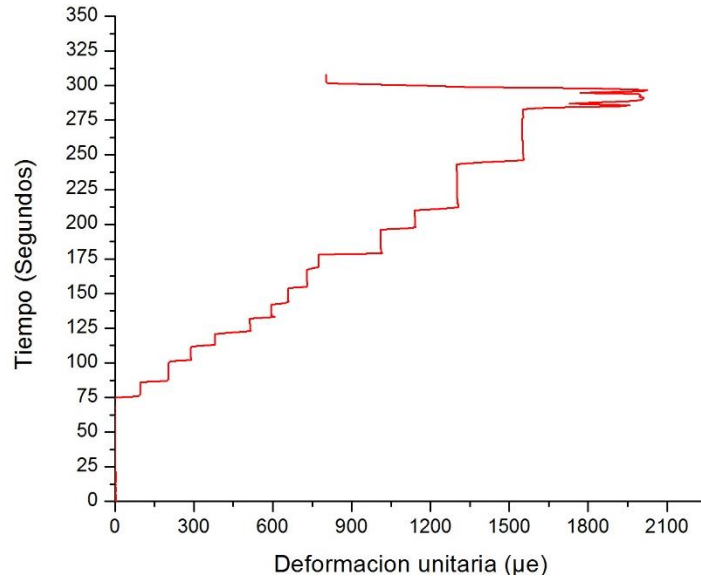
Posterior a este experimento se impregno una lámina construida por VARI y se le situó un núcleo honeycomb en la parte superior, posteriormente se le aplico dos capas de fibra de carbono en la parte superior del honeycomb, se procedió a hacer el embolsado y aplicar vacío.



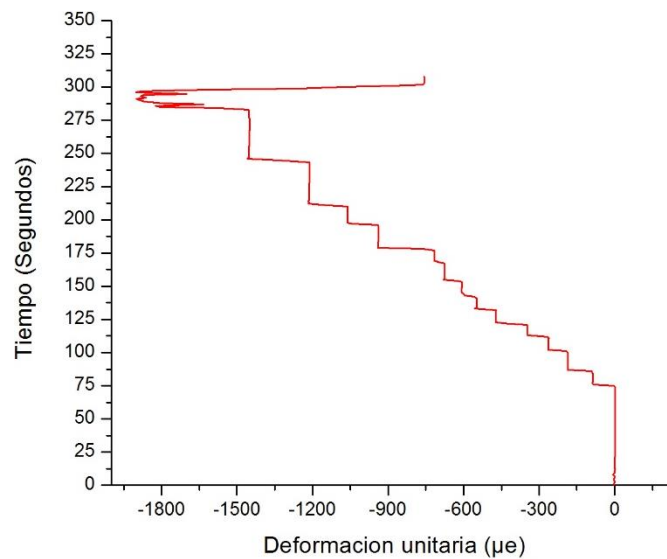
Figura 68. Proceso de vacío del experimento 7.

Comportamiento mecánico de la viga sándwich, viga 1

En las gráficas siguientes (*Gráfica 17, Gráfica 18*) se aprecia las deformaciones que presenta la viga después de ser sometida por a cada una de las cargas, después de retirar las cargas de la viga esta presenta una pequeña deformación permanente.



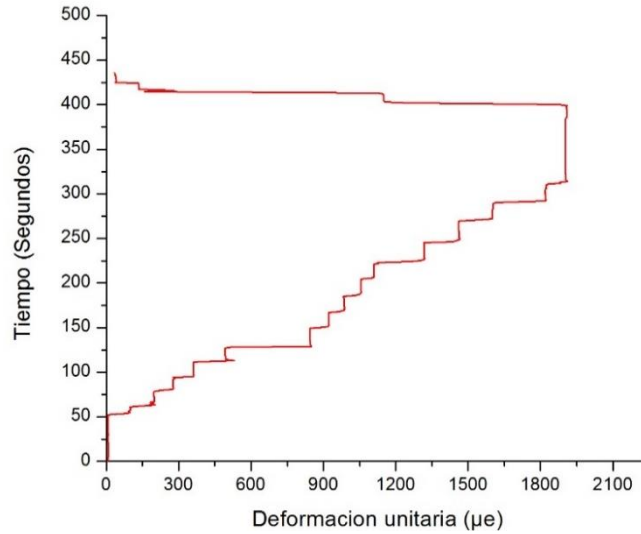
Gráfica 17. Tiempo vs deformación unitaria en el ensayo a flexión de la viga 1 parte superior sujeta a tensión.



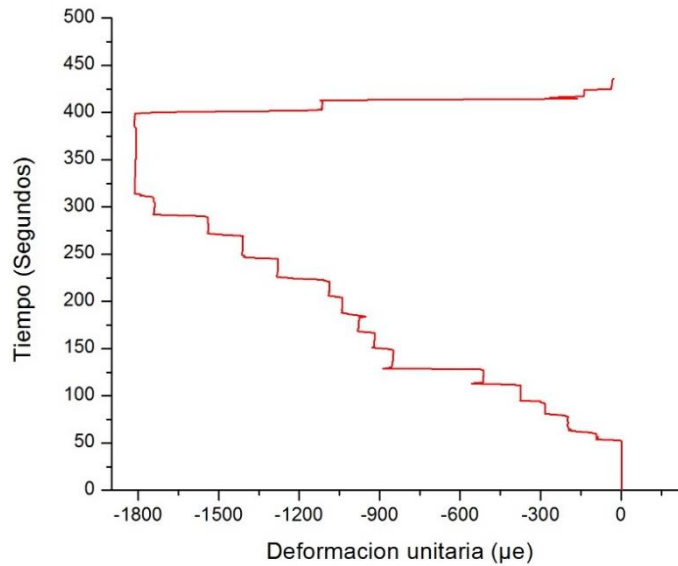
Gráfica 18. Tiempo vs deformación unitaria en el ensayo a flexión de la viga 1 parte inferior sujeta a compresión.

Comportamiento mecánico de la viga sándwich, viga 2

En las gráficas siguientes se muestran la deformación con respecto al tiempo, para la viga sándwich número 2.



Gráfica 19. Tiempo vs deformación unitaria en el ensayo a flexión de la viga 2 parte superior sujeta a tensión.



Gráfica 20. Tiempo vs deformación unitaria en el ensayo a flexión de la viga 2 parte inferior sujeta a compresión.

Bibliografía

- [1] R. S. P. & B. G. Falzon, «Simulating resin infusion through textile reinforcement materials for the manufacture of complex composite structures,» *Elsevier*, p. 597, 2017.
- [2] A. Miravete, *Materiales compuestos I*, México: Reverté, 2007.
- [3] A. s. bureau, «Airframe Handbook,» 2018. [En línea]. Available: <http://content.aviation-safety-bureau.com/allmembers/faa-h-8083-31-amt-airframe-vol-1/index.php>.
- [4] Z. Sun, J. Jeyaran y S. Shi, «Processing and property of carbon-fiber aluminum-foam sandwich with aramid-fiber composite adhesive joints,» *Journal of Adhesion Science and Technology*, vol. 28, nº 18, p. 1835, 2014.
- [5] C. V. Montanini, «Aluminium foam sandwiches collapse modes under static and dynamic three-points bending,» *International Journal of Impact Engineering*, vol. 34, pp. 509-521, 2007.
- [6] P. & M.-K. S. J.-R. L. S.-J, «Roles of interfaces between carbon fibers and epoxy matrix on interlaminar fracture toughness of composites,» *Compos Interfaces*, vol. 13, pp. 249-267, 2006.
- [7] G. Gardiner, «Resin-infused MS-21 wings and winbox,» *High performance composites*, 2014.
- [8] J. H. A. J. & M. J. S. Charles E. Harris, «An Assessment of the State-of-the-Art in the design and manufacturing of large composites structures for aerospace vehicles,» *Nasa Langley Research Center*, pp. 1-45, Abril 2001.
- [9] J. R. Cruz, *Optimization of composites sandwich cover panels subjected to compressive loadings*, Hampton, Virginia, Diciembre 1991.
- [10] D. W. S. a. J. T. Wong, *Buckling Analysis of debonded sandwich panel under compression*, Hampton Virginia, Diciembre de 1995.
- [11] D. R. A. B. D. S. Marshall Rouse, *Response of composite fuselage sandwich side panels subjected to internal pressure and axial tension*, Long beach California: Structural Dynamics and materials conference, Abril de 1998.
- [12] L. E. S. a. D. O. Adams, *Development and evaluation of stitched sandwich panels*, Hampton Virginia: Nasa Langley Research Center, junio 2001.
- [13] A. Ragondet, *Experimental characterization of the vacuum-assisted resin infusion process*, University of Nottingham, 2005.
- [14] M. Koefoed, *Modeling and simulation of the VARTM process for wind turbine blades*, Aalborg University, 2003.

- [15] R. F. N.C Correia, «Use of resin transfer moulding simulation to predict flow, saturation and compaction in the VARTM process,» *Journal of fluids engineering ASME*, pp. 210-215, 2004.
- [16] C. Y. J.W. Boh, «Damage modeling of SCRIMP woven roving laminated subjected to transverse shear,» *Composites B* 36.
- [17] P. H. D. Tzetzis, «Experimental and finite element analysis on the performance of vacuum-assisted resin infused single scarf repairs,» *Materials ans Design* 29, pp. 436-449, 2008.
- [18] N. Y. & H. Yoshiyasu, «Low cost composite wing structures manufacturing technology development program in JAXA,» de *International conference in composite materials SAMPE*, 2005.
- [19] V. K. Kumar, Process for manufacturing of primary aircraft structures, Journal if the indian institute of science, octubre-diciembre del 2013.
- [20] V. K. Kumar, «Challenges in processing of a cocured wing test box using vacuum enhanced resin infusion technology (VERITy),» *Elsevier*, vol. 6, pp. 331-340, 2014, india.
- [21] V. L. Steater , E. B. Wylie y K. W. Bedford, *Mecánica de fluidos*, Mc Graw Hill, 2000.
- [22] N. Hall, «Ailerons,» 05 abril 2018. [En línea]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/alr.html>.
- [23] G. G. R. P. F. Romano, «Structural design of a composite aileron using a multi-step integrated procedure,» *C.A Brevia & W.P. De wilde*, pp. 4-5, 2004.
- [24] F. Stupenongo, «Materiales y materias primas,» Argentina, 2011, p. 4.
- [25] A. Besendnjak Dietrich, «Materiales compuestos procesos de fabricaciones de embarcaciones, Universidad Politécnica de Cataluña,» Barcelona, Quality Impress, 2005.
- [26] J. L. & G. S. Dávila, «Nuevos materiales aplicaciones estructurales e industriales,» Quito,Ecuador, Imprefepp, 2011, p. 50.
- [27] H. H. Moreno, «Desarrollo de un material compuesto para aplicación estructural,» Instituto Politecnico Nacional, México, 2002, p. 23.
- [28] U. Meier, «Carbon fiber-reinforced polymers: modern materials in bridge engineering,» *Estructural Engineering International*, pp. 7-12, 1992.
- [29] P. Mallik, *Fiber-Reinforced composites Materials, Manufacturing, and Design*, Dearborn, Michigan: CRC Press , 2007.
- [30] S. McBeath, *Competition Car Composites A Practical Handbook*, Haynes Publishing Somerset, 2000.

- [31] R. Mayer, Design with reinforced plastics: A guide for engineers and designers, London.
- [32] S. S.M, Composite Materials, Butterworth-Heinemann, 2017.
- [33] T. Megson, Aircraft Structures for engineering students, Great Britain: Elsevier.
- [34] X. Song, «Vacuum Assisted resin transfer molding (VARTM) in polymer matrix composites,» 2003.
- [35] T. H. & D. Heider, «Vacuum assisted resin transfer molding (VARTM) in polymer matrix composites,» University of South Alabama, Uaa, woodhead publishing limited, 2012.
- [36] M. B. & S. Advani, «A finite-element control volume approach to mold filling in anisotropic porous-media,» de *Polymer composites*, 1990, pp. 398-405.
- [37] H. Darcy, «Les fontaines publiques de la ville de dijon,» paris, 1856.
- [38] A. international, «ASTM D3039 Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials».
- [39] A. International, «Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions,» West Conshohocken, United States, 2018.
- [40] A. International, «ASTM C393/C393M-16 Método de prueba estándar para las propiedades de cizallamiento del núcleo de las construcciones de sándwich por flexión de vigas,» West Conshohocken, 2016.
- [41] A. & Y.-X. L. H, «Interfacial adhesion and micro-failure phenomena in multi-fiber micro-composites using fragmentation test,» *Compos Interfaces*, vol. 19, pp. 385-396, 2012.
- [42] A. international, «Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions,» West Conshohocken, United States, 2018.
- [43] S. A. O. Aramallo, «Material compuesto vs acero en el conformado de un rotor de una turbina hidroeléctrica- ventajas en sus utilización,» *Revista iberoamericana*, p. 14, 2012.
- [44] A. International, «Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions ASTM C297,» 2016.