

**CONSTRUCCION DE PLANOS Y FUSELAJE DE LA AERONAVE
X01- FAC**

CRISTIAN DAVID ARCINIEGAS ENRIQUEZ

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE OCCIDENTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
DEPARTAMENTO DE ENERGÉTICA Y MECÁNICA
PROGRAMA DE INGENIERÍA MECANICA
SANTIAGO DE CALI
2008**

**CONSTRUCCION DE PLANOS Y FUSELAJE DE LA AERONAVE
X01- FAC**

CRISTIAN DAVID ARCINIEGAS ENRIQUEZ

**Pasantía para optar el titulo de
Ingeniero Mecánico**

**Director
JULIÁN PORTOCARRERO HERMANN
Ingeniero Mecánico**

**UNIVERSIDAD AUTONOMA DE OCCIDENTE
FACULTAD DE INGENIERIA
DEPARTAMENTO DE ENERGÉTICA Y MECÁNICA
PROGRAMA DE INGENIERIA MECÁNICA
SANTIAGO DE CALI
2008**

Nota de aceptación:

Aprobado por el Comité de Grado en
Cumplimiento de los requisitos exigidos por
la Universidad Autónoma de Occidente para
Optar el título de Ingeniero Mecánico

Ing. JULIÁN PORTOCARRERO HERMANN
Director

Santiago de Cali, 20 de Junio de 2008

A mi familia que me brindo seguridad para poder terminar con mis estudios satisfactoriamente, sin importar los obstáculos que acaecieran o amenazaran con frustrar mis proyecto.

Mi padre Luis Alberto Arciniegas (q.e.p.d) por su gran responsabilidad junto con mi madre María Eugenia Enríquez me brindaron la posibilidad de realizarme como profesional, ilusión que tuvo, la cual hoy estoy logrando.

A Dios que me guía por el camino correcto. Amen

Cristian David Arciniegas Enríquez

AGRADECIMIENTOS

Expreso mis agradecimientos a:

Al Ing. Julián Portocarrero por haber tenido confianza en la realización de este proyecto, por sus enseñanzas que ha logrado con tantos años de experiencia y de preparación académica, Al Sargento Tulcán por proveer de materiales y equipo, al Ing. Jaime Gonzáles con su ya lograda experiencia y buen manejo de materiales compuestos me guió en las diferentes inquietudes y dudas que se presentaron en lo transcurrido de esta práctica.

CONTENIDO

	Pág.
RESUMEN	17
INTRODUCCION	18
1. OBJETIVOS	19
1.1. OBJETIVO GENERAL	19
1.2. OBJETIVOS ESPECIFICOS	19
2. MARCO TEORICO	20
2.1. SUPERFICIES DE MANDO Y CONTROL	21
2.1.1 Ejes del avión.	21
2.1.2 Superficies primarias.	22
2.1.3 Compensadores.	25
2.1.4 Superficies secundarias.	26
2.2 MATERIALES COMPUESTOS	29
2.2.1 Tipos de Materiales Compuestos.	30
2.2.2 Materiales Compuestos Reforzados con Fibras.	32
2.2.3. Limitaciones Materiales Compuestos Reforzados con Fibras.	36
2.2.4. Material Compuesto con Fibra de Carbono.	36
2.4 MATERIALES AERONÁUTICOS	41
2.4.1 Metales en Aeronáutica.	41
2.4.2 Encolados Estructurales.	42

2.4.3 Materiales Involucrados en el Estudio de Caracterización.	43
3 DESARROLLO EXPERIMENTAL	46
3.1 DETERMINACIÓN DEL TIEMPO DE GEL DE LAS RESINAS	46
3.2 PREPARACIÓN DE MUESTRAS PARA ENSAYOS MECÁNICOS.	48
3.3 PREPARACIÓN DE PROBETAS PARA ENSAYO MECÁNICO DE TRACCIÓN.	48
3.4 CONDICIONES DE ENSAYOS MECÁNICOS DE TRACCIÓN Y FLEXIÓN.	50
3.5 PROBETAS PARA ENSAYO MECÁNICO DE FLEXIÓN	52
4 ANALISIS DE RESULTADOS	55
4.1 MEDICIÓN DEL TIEMPO DE GEL DE LA RESINA EPOXICA R-744	55
4.2 MEDICIÓN DEL TIEMPO DE GEL DE LA RESINA VINILESTER	56
4.3 MEDICIÓN DE LAS PROPIEDADES MECÁNICAS	57
4.3.1 Resistencia a la Tracción tela fibra de vidrio.	57
4.3.2 Resistencia a la Tracción tela fibra de vidrio de 792 g/m ² Unidireccional Embebida de Resina Epoxica.	59
4.3.3 Resistencia a la Flexión tela fibra de vidrio de 792 g/m ² Unidireccional Embebida de Resina Epoxica.	62
4.3.4 Resistencia a la Flexión tela fibra de vidrio de 792 g/m ² Unidireccional Embebida de Resina Viniléster.	64
4.3.5 Resistencia a la Flexión del Compuesto Tipo Sándwich Embebido de Resina Epóxica.	67
4.3.6 Resistencia a la Flexión del Compuesto Tipo Sándwich Embebido de Resina Viniléster Heltron 922, probeta halterio.	70
4.3.7 Resistencia a la Flexión del Compuesto Tipo Sándwich Embebido de Resina Viniléster Heltron 922 y Resina Epóxica, probeta rectangular.	73

4.3.8 Resistencia a Tracción Resina Viniléster y Epóxica Solas.	78
4.3.9 Resistencia a Tracción Resina Viniléster y Epóxica cargada con polvo cerámico 30%.	78
5 MANUAL DE PROCEDIMIENTO PARA LA FABRICACIÓN DEL FUSELAJE Y PLANOS DEL X01-FAC	82
5.1 MEDIDAS DE SEGURIDAD	85
5.2 MATERIALES	86
5.3 PROCEDIMIENTO DE FABRICACIÓN.	88
5.4 PRESENTACIÓN DE LAS PIEZAS.	92
6 PRESUPUESTO Y FINANCIACION	94
7 CONCLUSIONES	95
8 RECOMENDACIONES	96
BIBLIOGRAFÍA	98
ANEXOS	100

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Ejes del avión y los movimientos sobre ellos	22
Figura 2: Alerones y mando de control	23
Figura 3. Funcionamiento de los alerones	23
Figura 4. Timón de profundidad y mando de control	24
Figura 5. Funcionamiento del timón de profundidad	24
Figura 6. Timón de dirección y pedales de control	25
Figura 7. Funcionamiento del Timón de dirección	25
Figura 8. Flaps y ángulos de extensión	26
Figura 9. Distintos tipos de Flaps	27
Figura 10. Slats	28
Figura 11. Spoilers o aerofrenos	28
Figura 12. Relación de aspecto (L/d) para fibras.	32
Figura 13. Efecto del tamaño de grieta sobre el esfuerzo de fractura de un material frágil (con un $K_{IC} = 10 \text{ MPa m}^{1/2}$).	34
Figura 14. Módulo de Young respecto a la densidad para algunos materiales utilizados como fibras de refuerzo en materiales compuestos.	35
Figura 15. Fibra de vidrio	39
Figura 16. Esquema de configuración de orientaciones de laminados	42
Figura 17. Esquema de configuración del sándwich que se empleara en el X-01 FAC	45

Figura 18. Apariencia del avión X01-FAC (a) Vista lateral y (b) Isométrico	45
Figura 19. Curvas Tiempo De Gel Resina Vinilester catalizada a diferentes porcentajes.	47
Figura 20. Curvas Tiempo De Gel Resina Epóxica R-744catalizada a diferentes porcentajes.	47
Figura 21. Fotografía Molde de tracción en caucho silicona	48
Figura 22. Fotografía placas de Resina Epóxica y Viniléster con núcleo en Divinichel.	49
Figura 23. Probeta fibra de vidrio embebidas en resina epoxica para ensayo de tracción.	49
Figura 24. Probeta compuesto laminar para realizar ensayo de flexión	49
Figura 25. Esquema Dimensiones Probeta de Tracción.	49
Figura 26. Esquema de configuración del sándwich que se empleo en los ensayos mecánicos en resina epoxica y vinilester.(tres capas de fibra de vidrio unidireccional, en el centro divinichel, y en la parte inferior 2 capas de fibra de vidrio unidireccional.)	50
Figura 27. Esquema de configuración del sándwich que se empleo en los ensayos mecánicos en resina epóxica y viniléster. (Dos capas de fibra de vidrio unidireccional, en el centro divinichel, y en la parte inferior 1 capa de fibra de vidrio unidireccional.)	50
Figura 28. Esquema de configuración del sándwich que se empleo en los ensayos mecánicos en resina epoxica y vinilester.(1 capa de fibra de vidrio unidireccional, en el centro divinichel, y en la parte inferior 1 capa de fibra de vidrio	50
Figura 29. Fotografía ensayo de tracción.	51
Figura 30. Fotografía del ensayo de flexión	52
Figura 31. Fotografía Probeta de Material sándwich para ensayo de flexión	52
Figura 32. Dimensiones Probeta de Flexión.	53

Figura 33. Fotografía Probeta de Material sándwich para ensayo de flexión.	53
Figura 34. Fotografía Probeta de Material sándwich realizando ensayo de flexión	53
Figura 35. Fotografía Probeta de fibra de vidrio embebida de resina epoxica realizando ensayo de flexión.	54
Figura 36. Esfuerzo Vs Deformación fibra de vidrio unidireccional de 792 g/m ³	58
Figura 37. Foto micrografía fibra unidireccional. Aumento 10x	58
Figura 38. Foto micrografía fibra unidireccional. Aumento 50x	58
Figura 39. Foto micrografía fibra unidireccional. Aumento 200x	59
Figura 40. Esfuerzo (MPa) Vs Deformación(%) fibra de vidrio Unidireccional embebida de resina epóxica (3 telas)	59
Figura 41. Esfuerzo (MPa) Vs Deformación (%) fibra de vidrio Unidireccional embebida de resina epóxica (2 telas)	60
Figura 42. Esfuerzo (MPa) Vs Deformación (%) fibra de vidrio Unidireccional embebida de resina epóxica (1 tela)	60
Figura 43. Comparación Esfuerzo Vs Deformación Resina epóxica 1, 2 y 3 telas	62
Figura 44. Esfuerzo (MPa) Vs Deformación (%) fibra de vidrio Unidireccional embebida de resina epoxica (2 telas)	63
Figura 45. Esfuerzo (MPa) Vs Deformación (%) fibra de vidrio Unidireccional embebida de resina epóxica (3 telas)	63
Figura 46. Comparación Esfuerzo Vs Deformación Resina epóxica 2 y 3 telas	64
Figura 47. Esfuerzo (MPa) vs deformación (%) fibra de vidrio unidireccional embebida de resina viniléster (2 telas)	65
Figura 48. Esfuerzo (MPa) vs. deformación (%) fibra de vidrio unidireccional embebida de resina viniléster (3 telas)	66

Figura 49. Esfuerzo (MPa) Vs Deformación compuesto tipo sándwich embebido en resina epóxica 3 telas (Probeta halterio)	68
Figura 50. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación compuesto tipo sándwich embebido en resina epóxica 2 telas (Probeta halterio)	69
Figura 51. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación compuesto tipo sándwich embebido en resina epóxica 1 tela (Probeta halterio)	69
Figura 52. Comparación de los datos más representativos compuesto tipo sándwich embebido en Resina Epóxica 1, 2 y 3 telas (Probeta halterio)	70
Figura 53. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación compuesto tipo sándwich embebido en resina viniléster 3 telas (Probeta halterio).	71
Figura 54. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación compuesto tipo sándwich embebido en resina viniléster 2 telas (Probeta halterio)	72
Figura 55. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación compuesto tipo sándwich embebido en resina viniléster 1 telas (Probeta halterio).	72
Figura 56. Comparación de los datos mas representativos compuesto tipo sándwich embebido en Resina Viniléster 1, 2 y 3 telas (Probeta halterio)	73
Figura 57. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación (%) compuesto tipo sándwich compuesto embebido en Resina Viniléster 3 telas (Probeta Rectangular)	74
Figura 58. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación (%) compuesto tipo sándwich compuesto embebido en Resina Viniléster 2 telas (Probeta Rectangular)	74
Figura 59. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación (%) compuesto tipo sándwich compuesto embebido en Resina Viniléster 1 tela	75
Figura 60. Comparación de los datos más representativos compuesto tipo sándwich embebido en Resina Viniléster 1, 2 y 3 telas (Probeta Rectangular).	75
Figura 61. Esfuerzo (MPa) Vs Deformación (%) compuesto tipo sándwich compuesto embebido en Resina Epóxica 3 telas (Probeta Rectangular)	76
Figura 62. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación (%) compuesto tipo sándwich compuesto embebido en Resina Epóxica 2 telas (Probeta Rectangular).	76

Figura 63. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación (%) compuesto tipo sándwich compuesto embebido en Resina Epóxica 1 telas (Probeta Rectangular)	77
Figura 64. Comparación de los datos más representativos compuesto tipo sándwich embebido en Resina Epóxica 1, 2 y 3 telas (Probeta Rectangular).	77
Figura 65. Comparación Esfuerzo Vs Deformación Resina epóxica (sin carga)	78
Figura 66. Comparación Esfuerzo Vs Deformación Resina epóxica y vinilester con polvo cerámico 30%	79
Figura 67. Esfuerzo vs. Deformación Resina epóxica con polvo cerámico 20, 30 y 40%	80
Figura 68. Molde del fuselaje del avión X01-FAC.	83
Figura 69. Molde del ala o plano derecho y plano izquierdo del avión X01-FAC.	83
Figura 70. Molde del estabilizador vertical del avión X01-FAC ya configurado sobre el molde del fuselaje.	84
Figura 71. Molde del estabilizador horizontal del avión X01-FAC.	84
Figura 72. Molde del canard del avión X01-FAC.	85
Figura 73. Aplicación del Gel Coat sobre la superficie del molde con pistola.	89
Figura 74. Aplicación de la fibra y la resina y asentamiento en el molde.	90
Figura 75. Desmoldeo de la pieza usando cuña de plástico.	92
Figura 76. Problema de falta de penetración de la resina en las uniones del Divinigel.	97

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Clasificación de los materiales compuestos.	32
Tabla 2. Propiedades de los Materiales Compuestos por Sector.	38
Tabla 3. Propiedades de materiales de espuma utilizados como núcleo	44
Tabla 4. Datos de las curvas de tiempo de gel de resina epóxica.	55
Tabla 5. Datos de las curvas de tiempo de gel de resina viniléster.	56
Tabla 6. Caracterización Tejido de Fibra de Vidrio de 792gr/m ²	57
Tabla 7. Propiedades a Tracción de fibra de vidrio Unidireccional embebida de resina epóxica.	61
Tabla 8. Propiedades a flexión de fibra de vidrio Unidireccional embebida de resina epóxica	62
Tabla 9. Peso de las placas obtenidas en el molde de madera, Resina Epóxica (17.5cm x 18.5 cm)	64
Tabla 10. Peso de las placas obtenidas en el molde de madera, Resina viniléster. (17.5cm x 18.5 cm)	67
Tabla 11. Propiedades a flexión de compuesto tipo sándwich embebido en resina epoxica y vinilester (Probeta halterio)	68
Tabla 12. Propiedades A Flexión De Compuesto Tipo Sándwich Embebido en Resina Epóxica Y Viniléster (Probeta halterio)	71
Tabla 13. Propiedades a flexión de compuesto tipo sándwich embebido en resina epóxica y viniléster (probeta rectangular)	73
Tabla 14. Propiedades a tracción de resina epóxica y viniléster.	78
Tabla 15. Propiedades a tracción de resina epóxica y viniléster	79
Tabla 16. Propiedades a tracción de resina epóxica 20, 30 y 40%	80

LISTA DE ANEXOS

	Pág.
Anexo A. Formato Ifac (Paper)	100

RESUMEN

En el proyecto se desarrollo la caracterización de los materiales para construcción de las piezas reales a partir de moldes, del avión experimental en materiales compuestos. El avión al cual se hace referencia es el X01-FAC, primer avión diseñado y construido por la Fuerza Aérea Colombia a través del Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica (CITA), de la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” de la ciudad de Santiago de Cali.

Este avión fue diseñado en conjunto por: Ing. Edwald Winmuller, diseñador y constructor de aviones, Alejandro Pérez R. y Diego Fernando Rivera, estudiantes de Ingeniería Mecánica de la Universidad del Valle; su diseño fue inspirado en el Avión BD-5, diseñado y desarrollado por Bede Aircraft Inc., en la década de 1970. En este trabajo se caracterizara y se evaluara los materiales mediante ensayos mecánicos a tracción y flexión, para luego construir las piezas reales de la aeronave, se presentará un documento en el cual se expondrá la metodología de construcción de las piezas reales a partir de moldes del plano y fuselaje, de forma que esta información pueda emplearse en la construcción de aviones similares.

El avión que se diseño es deportivo, monoplaza, triplano, con las siguientes características generales: 6.96m de envergadura y 3.4m de longitud, propulsión con hélice y velocidad de crucero aproximadamente de 300 km/h. Se pretende con este proyecto sensibilizar a la industria aeronáutica de la región, a la Fuerza Aérea Colombiana y otras instituciones en la creación de una Escuela del conocimiento en el área de diseño y construcción de aviones en el País.

INTRODUCCIÓN

Como Ingeniero Mecánico y dados los conocimientos adquiridos a través del desarrollo de la carrera universitaria, en especial los obtenidos en el área de materiales y en particular en materiales compuestos; fui seleccionado como estudiante en pasantía en el Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica (CITA) de la Escuela Militar de Aviación (EMAVI), para ser parte del Proyecto de construcción de la primera aeronave diseñada y construida en la Fuerza Aérea Colombiana (FAC), la aeronave X01-FAC

Con el desarrollo de esta pasantía se pretende apoyar con este macro proyecto de la FAC, contribuyendo al desarrollo de la escuela del conocimiento en la construcción de aeronaves en materiales compuestos, dejando lineamientos básicos para futuros estudiantes de ingeniería, en particular en la fabricación de los moldes de los planos y fuselaje y de algunos componentes de la aeronave, además se realizó la caracterización de los materiales (Materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras) usados para la construcción de las piezas reales de la aeronave X01-FAC.

El reto es impulsar proyectos de este tipo en la EMAVI, estos proyectos a corto plazo transformaran la tecnología aeronáutica existente en el país, ya que ésta necesita estar acorde con el desarrollo tecnológico a nivel mundial, en estos momentos la tendencia en el mundo es a la utilización de materiales compuestos, es así, como aeronaves tan importantes como el Airbus A380, esta construido aproximadamente en un 40% en materiales compuestos y la última aeronave en desarrollo de la Boeing pretende tener aproximadamente el 60% en materiales compuestos, precisamente en ese orden de ideas se pretende mejorar la forma como se lleva a cabo la reconstrucción o reparación de algunas aeronaves, por varios factores, por ejemplo como se realiza el mantenimiento, los costos, materiales, el tiempo,

El Estado colombiano debe apoyar esta clase de proyectos, porque aportaría muchísimos beneficios en el campo de la aviación y un valioso alivio a las arcas de la nación, El propósito como ingeniero mecánico es aprovechar la oportunidad otorgada por la FAC y cumplir con seriedad y responsabilidad los objetivos planteados para que El Estado tenga credibilidad, confianza y continúen apoyando estos grandes proyectos para que tal vez a un futuro mediano, con los alcances logrados seguir trabajando y construyendo un pilar sólido en tecnología aeronáutica Made in Colombia.

1. OBJETIVOS

1.1. OBJETIVO GENERAL

Contribuir al desarrollo de la escuela del conocimiento en la fabricación de aeronaves, mediante la construcción y caracterización de los materiales para la fabricación de los planos y el fuselaje de la Aeronave X01 FAC.

1.2. OBJETIVOS ESPECIFICOS

- Caracterizar y evaluar mediante pruebas mecánicas los materiales empleados para la fabricación de planos y el fuselaje del monoplaza X01 FAC.
- Dar acabado a los moldes de las alas y el fuselaje de la aeronave monoplaza X01 FAC.
- Fabricar probetas de los materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras de vidrio, carbono, kevlar de la Aeronave Monoplaza X01 FAC a partir de los moldes.
- Desarrollar un manual de los procedimientos requeridos para la fabricación de los planos

2. MARCO TEORICO

Según la aviación civil argentina a través de la dirección electrónica www.hangar57.com realiza las siguientes definiciones:

Las alas o planos son dos superficies que le brindan sustentación al avión debido al efecto aerodinámico, provocado por la curvatura de las mismas, que hace que el aire pase alrededor con un flujo de mayor velocidad por el extrado (parte superior) y con flujo de menor velocidad en la parte del intrado (parte inferior) generando de esta forma por los cambios de presión la sustentación en el aire al avión.

En determinados momentos de un vuelo varían debido al uso de las superficies de control que se encuentran en las alas: los flaps, los alerones, los spoilers y los slats. Todas ellas son partes móviles que provocan distintos efectos en el curso del vuelo.

Los flaps y alerones son extensiones del ala que permanecen en posición horizontal en conjunto con el resto del ala hasta ser requeridas para una maniobra, en la cual, se recorren hacia el exterior del ala y quedan inclinadas verticalmente a un determinado ángulo. Esto provoca una reacción en la aerodinámica del ala e interrumpe el curso del aire sobre ésta y el curso de la salida de gases propulsores de los motores, provocando con esto una disminución en la sustentación y en la velocidad, siendo usadas principalmente para efectos de los flaps.

Los alerones son igualmente extensiones que sirven de apoyo en la función de los flaps y que también se usan para las maniobras de giro e inclinación en el aire, ya que cuando una de ellas es puesta en posición totalmente opuesta a la otra (es decir, que una de ellas sube y la otra baja), inclinando la aeronave, algo de gran utilidad para poder virar suavemente.

Los spoilers son superficies unidas a la parte superior del ala, que se abren hacia arriba para frenar con mayor fuerza al avión en los aterrizajes y zonas de turbulencia, vientos cruzados, y cualquier otro tipo de fenómenos atmosféricos y además en el estado del tiempo crítico que afecte las condiciones de seguridad del vuelo.

En las alas también se encuentran los compartimientos de combustible y de almacenamiento de los trenes de aterrizaje y los soportes de los motores en la mayoría de los casos.

2.1. SUPERFICIES DE MANDO Y CONTROL

Además que un avión vuele, es necesario que este vuelo se efectúe bajo control del piloto; que el avión se mueva respondiendo a sus órdenes. Los primeros pioneros de la aviación estaban tan preocupados por elevar sus artilugios que no prestaban mucha atención a este hecho; por suerte para ellos nunca estuvieron suficientemente altos y rápidos como para provocar o provocarse males mayores.

Una de las contribuciones de los hermanos Wright fue el sistema de control del avión sobre sus tres ejes; su Flyer disponía de timón de profundidad, timón de dirección, y de un sistema de torsión de las alas que producía el alabeo.

En las diferentes operaciones aéreas es importante contar con dispositivos que, a voluntad del piloto, aporten sustentación adicional (o no-sustentación) de algunos componentes de la aeronave para posibilitar la realización de ciertas maniobras y el control del vuelo. Para lograr una u otra funcionalidad se emplean superficies aerodinámicas, denominándose primarias a las que proporcionan control y secundarias a las que modifican la sustentación.

Las superficies de mando y control modifican la aerodinámica del avión provocando un desequilibrio de fuerzas, una o más de ellas cambian de magnitud.

Este desequilibrio, es lo que hace que el avión se mueva sobre uno o más de sus ejes, incremente la sustentación, o aumente la resistencia

2.1.1 Ejes del avión. Se trata de rectas imaginarias e ideales trazadas sobre el avión. Su denominación y los movimientos que se realizan alrededor de ellos son los siguientes (ver figura1):

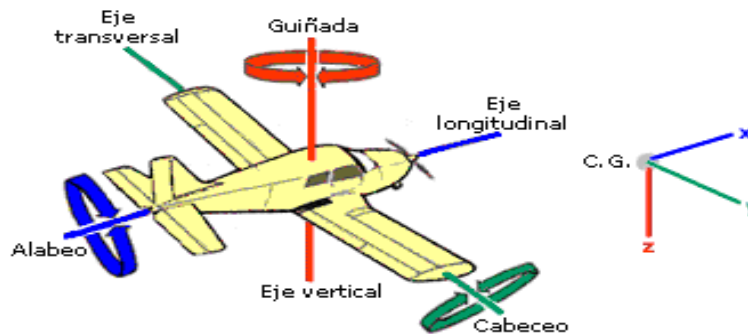
•**Eje longitudinal.** Es el eje imaginario que va desde el morro hasta la cola del avión, el movimiento alrededor de este eje (levantar un ala bajando la otra) se denomina alabeo (en ingles "roll"). También se le denomina eje de alabeo, nombre que parece más lógico pues cuando se hace referencia a la estabilidad sobre este eje, es menos confuso hablar de estabilidad de alabeo que de estabilidad "transversal".

•**Eje transversal o lateral.** Eje imaginario que va desde el extremo de un ala al extremo de la otra, el movimiento alrededor de este eje (morro arriba o morro abajo) se denomina cabeceo ("pitch" en ingles). También denominado eje de cabeceo, por las mismas razones que en el caso anterior.

•**Eje vertical.** Eje imaginario que atraviesa el centro del avión. El movimiento en torno a este eje (morro virando a la izquierda o la derecha) se llama guiñada ("yaw" en ingles). Denominado igualmente eje de guiñada.

En un sistema de coordenadas cartesianas, el eje longitudinal o de alabeo sería el eje "x"; el eje transversal o eje de cabeceo sería el eje "y", y el eje vertical o eje de guiñada sería el eje "z". El origen de coordenadas de este sistema de ejes es el centro de gravedad del avión.

Figura 1. Ejes del avión y los movimientos sobre ellos



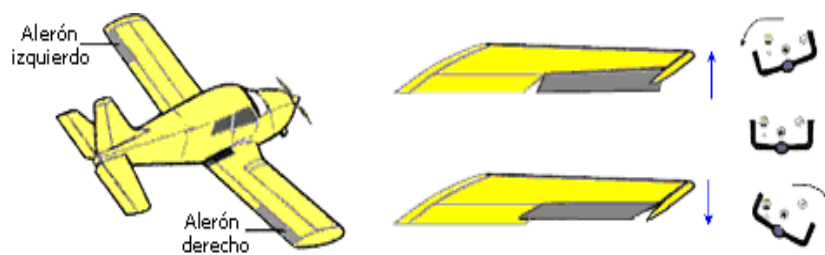
2.1.2 Superficies primarias. Son superficies aerodinámicas móviles que, accionadas por el piloto a través de los mandos de la cabina, modifican la aerodinámica del avión provocando el desplazamiento de este sobre sus ejes y de esta manera el seguimiento de la trayectoria de vuelo deseada.

Las superficies de control son tres: alerones, timón de profundidad y timón de dirección. El movimiento en torno a cada eje se controla mediante una de estas tres superficies. La diferencia entre un piloto y un conductor de aviones es el uso adecuado de los controles para lograr un movimiento coordinado. Veamos cuales son las superficies de control, como funcionan, y como las acciona el piloto.

•**Alerones.** Palabra de origen latino que significa "ala pequeña", son unas superficies móviles, situadas en la parte posterior del extremo de cada ala, cuyo accionamiento provoca el movimiento de alabeo del avión sobre su eje longitudinal. Su ubicación en el extremo del ala se debe a que en esta parte es mayor el par de fuerza ejercido. El piloto acciona los alerones girando el volante de control ("cuernos") a la izquierda o la derecha, o en algunos aviones moviendo la palanca de mando a la izquierda o la derecha.

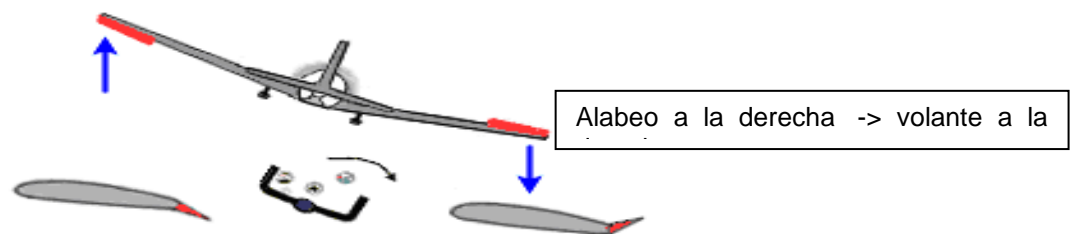
Los alerones tienen un movimiento asimétrico. Al girar el volante hacia un lado, el alerón del ala de ese lado sube y el del ala contraria baja, ambos en un ángulo de deflexión proporcional a la cantidad de giro dado al volante. El alerón arriba en el ala hacia donde se mueve el volante implica menor curvatura en esa parte del ala y por tanto menor sustentación, lo cual provoca que esa ala baje; el alerón abajo del ala contraria supone mayor curvatura y sustentación lo que hace que esa ala suba. Esta combinación de efectos contrarios es lo que produce el movimiento de alabeo hacia el ala que desciende (ver figuras 2 y 3).

Figura 2: Alerones y mando de control



Si se quiere realizar un movimiento de alabeo a la derecha: se gira el volante a la derecha; el alerón del ala derecha sube y al haber menos sustentación esa ala desciende; por el contrario, el alerón abajo del ala izquierda provoca mayor sustentación en esa ala y que esta ascienda (ver figura 3).

Figura 3. Funcionamiento de los alerones



•**Timón de profundidad.** Es la superficie o superficies móviles situadas en la parte posterior del empenaje horizontal de la cola del avión (Figura 4). Aunque su nombre podría sugerir que se encarga de hacer elevarse o descender al avión, en realidad su accionamiento provoca el movimiento de cabeceo del avión (morro arriba o morro abajo) sobre su eje transversal. Obviamente, el movimiento de cabeceo del avión provoca la modificación del ángulo de ataque; es decir que el mando de control del timón de profundidad controla el ángulo de ataque. En algunos aviones, el empenaje horizontal de cola es de una pieza haciendo las funciones de estabilizador horizontal y de timón de profundidad.

El timón de profundidad es accionado por el piloto empujando o tirando del volante o la palanca de control, y suele tener una deflexión máxima de 40° hacia arriba y 20° hacia abajo. Al tirar del volante de control, esta superficie sube mientras que al empujarlo baja -en algunos aviones se mueve la totalidad del empenaje horizontal (ver figuras 3 y 4). El timón arriba produce menor sustentación en la cola, con lo cual esta baja y por tanto el morro sube (mayor ángulo de ataque). El timón abajo aumenta la sustentación en la cola, esta sube y por tanto el morro baja (menor ángulo de ataque).

Figura 4. Timón de profundidad y mando de control

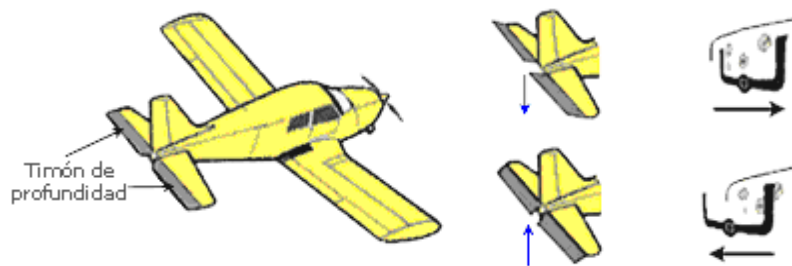
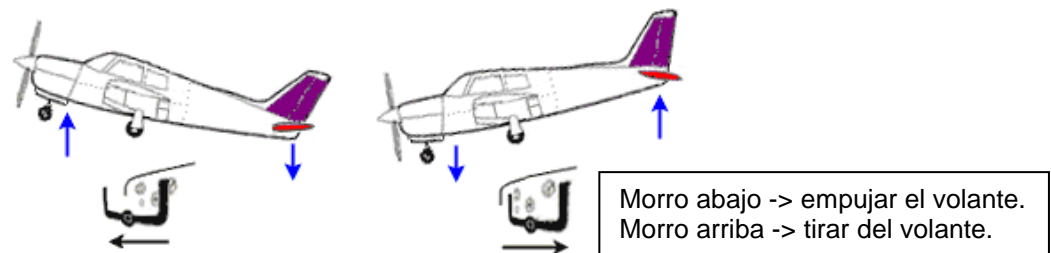


Figura 5. Funcionamiento del timón de profundidad



Morro abajo -> empujar el volante.
Morro arriba -> tirar del volante.

•**Timón de dirección.** Es la superficie móvil montada en la parte posterior del empenaje vertical de la cola del avión. Su movimiento provoca el movimiento de guiñada del avión sobre su eje vertical, sin embargo ello no hace virar el aparato, sino que se suele utilizar para equilibrar las fuerzas en los virajes o para centrar el avión en la trayectoria deseada. Suele tener una deflexión máxima de 30° a cada lado. Esta superficie se maneja mediante unos pedales situados en el suelo de la cabina.

Al pisar el pedal derecho, el timón de dirección gira hacia la derecha, provocando una reacción aerodinámica en la cola que hace que esta gire a la izquierda, y por tanto el morro del avión gire (guiñada) hacia la derecha. Al pisar el pedal izquierdo, sucede lo contrario: timón a la izquierda, cola a la derecha y morro a la izquierda (ver figuras 6 y7).

Figura 6. Timón de dirección y pedales de control

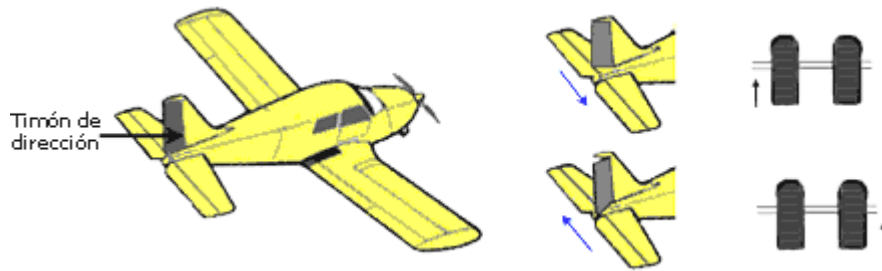
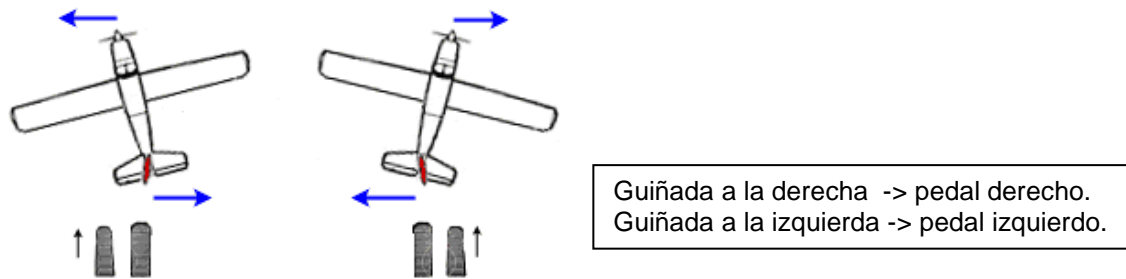


Figura 7. Funcionamiento del Timón de dirección



Al basarse los mandos de control en principios aerodinámicos, es obvio que su efectividad será menor a bajas velocidades que a altas velocidades. Es conveniente tener esto en cuenta en maniobras efectuadas con baja velocidad.

El que las superficies de control estén lo más alejadas posible del Centro de Gravedad del avión no es casualidad, sino que debido a esta disposición su funcionamiento es más efectivo con menor movimiento de la superficie y menos esfuerzo.

2.1.3 Compensadores. El piloto consigue la actitud de vuelo deseada mediante los mandos que actúan sobre las superficies de control, lo cual requiere un esfuerzo físico por parte del piloto para mantener el avión en la posición deseada. Para evitar este esfuerzo físico continuado, que podría provocar fatiga y falta de atención del piloto, con el consiguiente riesgo, el avión dispone de compensadores. Estos son unos mecanismos, que permiten que las superficies de control se mantengan en una posición fijada por el piloto, liberándole de una atención continuada a esta tarea.

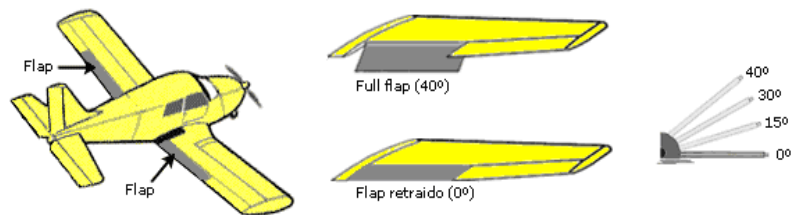
Aunque no todos los aviones disponen de todos ellos, los compensadores se denominan según la función o superficie a la que se aplican: de dirección, de alabeo, o de profundidad.

2.1.4 Superficies secundarias. Es posible disminuir la velocidad mínima que sostiene a un avión en vuelo mediante el control de la capa límite, modificando la curvatura del perfil, o aumentando la superficie alar. Las superficies que realizan una o más de estas funciones se denominan superficies hipersustentadoras.

Las superficies primarias permiten mantener el control de la trayectoria del avión, las secundarias se utilizan en general para modificar la sustentación del avión y hacer más fáciles muchas maniobras. Las superficies secundarias son: flaps, slats y spoilers o aerofrenos.

•**Flaps.** Los flaps son dispositivos hipersustentadores, cuya función es la de aumentar la sustentación del avión cuando este vuela a velocidades inferiores a aquellas para las cuales se ha diseñado el ala. Situados en la parte interior trasera de las alas, se deflectan hacia abajo de forma simétrica (ambos a la vez), en uno o más ángulos, con lo cual cambian la curvatura del perfil del ala (más pronunciada en el extrados y menos pronunciada en el intrados), la superficie alar (en algunos tipos de flap) y el ángulo de incidencia, todo lo cual aumenta la sustentación (y también la resistencia) como se aprecia en la figura 8.

Figura 8. Flaps y ángulos de extensión



Se accionan desde la cabina, bien por una palanca, por un sistema eléctrico, o cualquier otro sistema, con varios grados de calaje (10°, 15°, etc.) correspondientes a distintas posiciones de la palanca o interruptor eléctrico, y no se bajan o suben en todo su calaje de una vez, sino gradualmente. En general, deflexiones de flaps de hasta unos 15° aumentan la sustentación con poca resistencia adicional, pero deflexiones mayores incrementan la resistencia en mayor proporción que la sustentación.

En la (figura 8). Se representan unas posiciones y grados de calaje de flaps como ejemplo, pues el número de posiciones de flaps así como los grados que corresponden a cada una de ellas varía de un avión a otro. Hay varios tipos de flaps: sencillo, de intrados, flap ZAP, flap fowler, flap ranurado, flap Krueger, etc.

•**Sencillo.** Es el más utilizado en aviación ligera. Es una porción de la parte posterior del ala.

•**De intrados.** Situado en la parte inferior del ala (intrados) su efecto es menor dado que solo afecta a la curvatura del intrados.

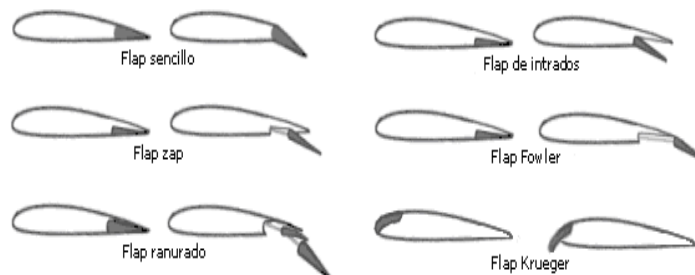
•**Zap.** Similar al de intrados, al deflectarse se desplaza hacia el extremo del ala, aumentando la superficie del ala además de la curvatura.

•**Fowler.** Idéntico al flap zap, se desplaza totalmente hasta el extremo del ala, aumentando enormemente la curvatura y la superficie alar.

•**Ranurado.** Se distingue de los anteriores, en que al ser deflectado deja una o más ranuras que comunican el intrados y el extrados, produciendo una gran curvatura a la vez que crea una corriente de aire que elimina la resistencia de otros tipos de flaps.

•**Krueger.** Como los anteriores, pero situado en el borde de ataque en vez del borde de salida. (Ver figura 9).

Figura 9. Distintos tipos de Flaps

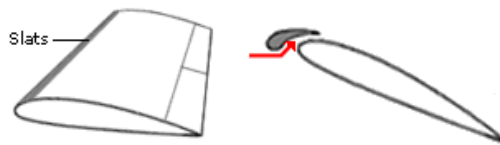


Los efectos que producen los flaps son:

- Aumento de la sustentación.
- Aumento de la resistencia.
- Posibilidad de volar a velocidades más bajas sin entrar en pérdida.
- Se necesita menor longitud de pista en despegues y aterrizajes.
- La senda de aproximación se hace más pronunciada.

- Crean una tendencia a picar.
 - En el momento de su deflexión el avión tiende a ascender y perder velocidad.
- Slats.** Son superficies hipersustentadoras que actúan de modo similar a los flaps. Situadas en la parte anterior del ala, al deflectarse canalizan hacia el extradado una corriente de aire de alta velocidad que aumenta la sustentación permitiendo alcanzar mayores ángulos de ataque sin entrar en pérdida. Se emplean generalmente en grandes aviones para aumentar la sustentación en operaciones a baja velocidad (aterrizajes y despegues), aunque también hay modelos de aeroplanos ligeros que disponen de ellos. (Ver figura 10).

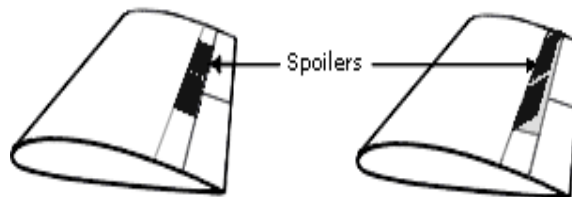
Figura 10. Slats



En muchos casos su despliegue y repliegue se realiza de forma automática; mientras la presión ejercida sobre ellos es suficiente los slats permanecen retraídos, pero cuando esta presión disminuye hasta un determinado nivel (cerca de la velocidad de pérdida) los slats se despliegan de forma automática. Debido al súbito incremento o disminución (según se extiendan o replieguen) de la sustentación en velocidades cercanas a la pérdida, debemos extremar la atención cuando se vuela a velocidades bajas en aviones con este tipo de dispositivo.

•**Spoilers o aerofrenos.** Al contrario que los anteriores, el objetivo de esta superficie es disminuir la sustentación del avión. Se emplean sobre todo en reactores que desarrollan altas velocidades y sirven para frenar el avión en vuelo, perder velocidad y facilitar el aterrizaje, ayudar a frenar en tierra, y en algunos aviones como complemento de los alerones para el control lateral y los virajes en vuelo. (Ver figura 11).

Figura 11. Spoilers o aerofrenos



Las superficies secundarias (flaps, slats, spoilers) siempre funcionan en pareja y de forma simétrica, es decir el accionamiento del mando correspondiente provoca el mismo movimiento (abajo o arriba) de las superficies en las dos

alas (excepto en los movimientos de los spoilers complementando a los alerones).

Al afectar a la sustentación, a la forma del perfil, y a la superficie alar, el que funcione una superficie y no su simétrica puede suponer un grave inconveniente. Asimismo, tienen un límite de velocidad, pasada la cual no deben accionarse so pena de provocar daños estructurales.

Se han presentado accidentes de aviones comerciales debido al despliegue inadvertido de alguna de estas superficies en vuelo, lo cual ha llevado a mejorar los diseños, incorporando elementos que eviten su accionamiento a velocidades inadecuadas.

En los aviones comerciales, todas estas superficies (primarias y secundarias) se mueven por medios eléctricos e hidráulicos. La razón es obvia; su envergadura hace que las superficies de control sean mayores; están más alejadas de los mandos que las controlan, y además soportan una presión mucho mayor que en un avión ligero. Todo esto reunido hace que se necesite una fuerza extraordinaria para mover dichas superficies, fuerza que realizan los medios mencionados¹

2.2 MATERIALES COMPUESTOS

Con el desarrollo de nuevas tecnologías y de procesos productivos de mayor eficiencia, se requiere de materiales con mejores propiedades físicas, mecánicas y químicas; además de combinaciones inusuales de dichas propiedades, las cuales no se logran con los materiales convencionales, esto ha motivado a que se generen grandes esfuerzos de investigación, desarrollo tecnológico y científico orientados a la generación y creación de nuevos materiales. Dada su versatilidad de diseño y fabricación, una de las principales aproximaciones a la solución de estos problemas, son los materiales compuestos.

Los materiales compuestos están conformados por dos o más constituyentes combinados y unidos de una forma mecánica o adhesiva, para obtener un material con propiedades específicas mejoradas. Para formar un material compuesto, se distribuye un material de refuerzo o relleno en una matriz. Donde el material de refuerzo es fuerte y rígido, en tanto que la matriz generalmente presenta una densidad relativamente baja (para disminuir el peso del componente).

¹ Hangar 57: Aviación Deportiva [en línea]. Buenos Aires: Aviación Civil Argentina, 2008 [Consultado 15 de Abril de 2008]. Disponible en Internet: [http:// www.hangar57.com](http://www.hangar57.com)

Cuando los materiales se unen entre sí, gran parte de la capacidad de soporte de carga del compuesto formado, es asumida por el material de refuerzo. El resultado es un material compuesto optimizado que presenta una alta resistencia y rigidez en relación con su peso. Generalmente los refuerzos suelen ser en forma de partículas o en forma de fibras. Es importante aclarar, que en muchos de los casos el material en forma de partículas, se añade como relleno a fin de abaratar el precio final del material y no como material de refuerzo. En el caso de las fibras, estas se añaden principalmente como materiales de refuerzo y son las responsables de las propiedades estructurales del material. Los modernos procedimientos de diseño tienden a incrementar la eficiencia estructural a través de reducciones en el peso o de incrementos en la relación resistencia/peso, conocida como Resistencia Específica, es aquí donde los materiales compuestos juegan un papel predominante.

Los materiales compuestos han sido empleados desde el principio de la civilización. En el antiguo Egipto se mezclaba la paja con la arcilla, para mejorar su resistencia al agrietamiento, de forma similar los Israelitas aproximadamente 1200 a.C fabricaban ladrillos reforzados con paja. El uso de materiales compuestos de ingeniería empezó en los años treinta, con el uso de materiales como el hormigón reforzado con acero y matrices poliméricas con fibras de vidrio. Sin embargo, los principales avances en la comprensión y utilización de los materiales compuestos han ocurrido durante los últimos cuarenta años. En 1962 comienza la producción de fibras de carbono de alta resistencia, y se establece la teoría del laminado. Este es el comienzo de lo que se define como Materiales Compuestos Avanzados.

Un componente suele ser un agente reforzante como una fibra de vidrio, cuarzo, kevlar o fibra de carbono que proporcionan al material su fuerza a tracción, mientras que otro componente (llamado matriz) que suele ser una resina como epoxy o poliéster que envuelve y liga las fibras, transfiriendo la carga de las fibras rotas a las intactas y entre las que no están alineadas con las líneas de tensión. También, a menos que la matriz elegida sea especialmente flexible, evita el pandeo de las fibras por compresión. La matriz tiene un carácter continuo, mientras que el agente reforzante tiene un carácter discontinuo.

En términos de fuerza, las fibras (responsables de las propiedades mecánicas) sirven para resistir la tracción, la matriz (responsable de las propiedades físicas y químicas) para resistir las deformaciones, y todos los materiales presentes sirven para resistir la compresión, incluyendo cualquier agregado. Los golpes o los esfuerzos cíclicos pueden causar que las fibras se separen de la matriz, lo que se llama delaminación.

2.2.1 Tipos de Materiales Compuestos. Los materiales compuestos pueden tener una matriz que puede ser polimérica, cerámica o metálica, cada uno de

estos se subdivide dependiendo del tipo de material de refuerzo o relleno que posean.

➤ **Compuestos de Matriz de Polímero (PMC).** Son los más comunes. También conocidos como FRP, Polímeros Reforzados con Fibras, estos materiales usan una resina polimérica como la matriz, y una variedad de fibras como materiales de refuerzo, las fibras más utilizadas son fibras de vidrio, fibras de carbono y fibras de arámida (kevlar).^{2,3,4}

➤ **Compuestos de Matriz de Metálica (MMC).** Son materiales que usan un metal como matriz (aluminio, cobre, acero, etc.), son reforzados por fibras (carburo de silicio, boro, etc.) o por dispersión de whiskers o de partículas duras (carburos, óxidos, etc.) en la matriz. Los MMC presentan un uso cada vez más frecuente en la industria automotriz y aeroespacial.^{5,6}

➤ **Compuestos de la Matriz Cerámica (CMC).** Estos materiales usan un material cerámico como la matriz y como material de refuerzo fibras de diferentes materiales metálicos (fibras de acero, cobre y otros metales), polímeros (fibras de arámida, de polietileno de alta densidad etc.) cerámicos (como ejemplo clásico esta el concreto). Estos materiales compuestos tienen la ventaja que algunos de ellos se pueden usar a temperaturas muy elevadas.

La selección del tipo de matriz está condicionada fundamentalmente por la temperatura de servicio a la cual va a estar expuesto el material. Las matrices poliméricas se utilizan hasta 200 °C, las matrices metálicas hasta casi la temperatura de fusión de la aleación correspondiente y las matrices cerámicas para temperaturas extremas.¹¹ En la tabla 1 aparecen los materiales compuestos, según el tipo de matriz y el tipo de refuerzo utilizado.

² SALOMON, C. et al. Fibras Utilizadas en la Fabricación de Materiales Compuestos Avanzados. En: Revista de Plásticos Modernos. Vol. 80. No. 534 (2000). p. 661 - 673

³ COURTHEY, T. H. Mechanical Behavior of Materials. Washington D.C: McGraw - Hill, 2000. 380 p.

⁴ HERAKOVICH, C. T. Mechanics of Fibrous Composites. Moscú: John Wiley & Sons, Inc, 1998. 450 p.

⁵ SUNDARARAJAN, V. "Aluminum Composites In Aerospace Applications". [en línea]. Montreal: Concordia. University, 1998. [Consultado 04 de Abril, 2008]. Disponible en Internet: <http://polimeros-industriales-e-industria-aeroespacial>.

⁶ Resinas epóxicas [en línea].Sao Paulo: Daniel P. Raymer, 2000. [consultado 05 de Marzo, 2006]. Disponible por Internet. [http:// www.silaex.com.br/epoxi.htm](http://www.silaex.com.br/epoxi.htm).

Tabla 1. Clasificación de los materiales compuestos.

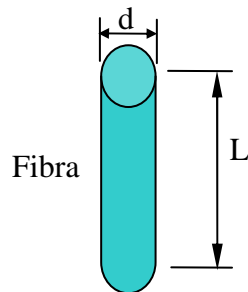
3.5		4.5 Refuerzo					
		7.5 Polimérico		8.5 Metálico		9.5 Cerámico	
6.5		11.5 Partículas		12.5 Fibras		13.5 Partículas	
		10.5 Fibras		14.5 Fibras		15.5 Partículas	
5. Matriz	17.5 Polimérica	Ej.: PMC con fibras de arámida (Chalecos antibalas)	No utilizable	Ej.: PMC con fibras de acero (neumáticos)	Ej.: PMC con polvo de hierro	Ej.: PMC con fibras de vidrio	Ej.: PMC con polvo de cuarzo
	18.5 Metálica	No utilizable	No utilizable	Ej.: MMC con fibras de boro	Ej.: Al-MMC con intermetálicos	Ej.: MMC con fibras de SiO ₂	Ej.: Al-MMC SiO ₂
	19.5 Cerámica	Ej.: Concreto reforzado con polímero	No utilizable	Ej.: Hormigón armado	Ej.: CMC con intermetálicos	No utilizable	Ej.: Arena + cemento

Fuente: PORTOCARRERO HERMANN, Julián. Síntesis y Caracterización de Mmc Obtenidos por el Proceso Osprey con Matriz de Aluminio y Reforzamiento de Partículas de Carburos Dobles. Santiago de Cali, 2005. 200 p. Anteproyecto de Tesis Doctoral (Ingeniero Mecánico). Universidad del Valle. Facultad de Ingeniería de Materiales.

Los materiales compuestos de matriz polimérica o cerámica reforzados con fibras continuas, que ofrecen unas propiedades mecánicas comparables o superiores a las aleaciones metálicas son los que se conocen como: *Materiales Compuestos Avanzados*, por lo tanto es importante realizar una breve reseña sobre las fibras.

2.2.2 Materiales Compuestos Reforzados con Fibras. Bajo el nombre genérico de fibras que agrupan un conjunto de materiales que poseen una longitud (L) mucho mayor que su diámetro (d), es decir, poseen un valor elevado de la relación de aspecto (L/d); en la Figura 12 se muestra esta relación.

Figura 12. Relación de aspecto (L/d) para fibras.



$$\text{Relación de aspecto} = L/d$$

$$L \gg d \Rightarrow \text{Relación aspecto (s) elevada}$$

Una clasificación general en cuanto a la procedencia de la fibra establece dos categorías:

- **Fibras naturales de origen vegetal o animal.** Entre las que se encuentran el cáñamo, el fique, el algodón, la seda, etc. y también las fibras que siendo de origen vegetal o animal se someten a algún tipo de transformación química como es el caso de la celulosa modificada.

- **Fibras sintéticas obtenidas a través de compuestos químicos sencillos.** Estas a su vez pueden subdividirse en tres categorías:

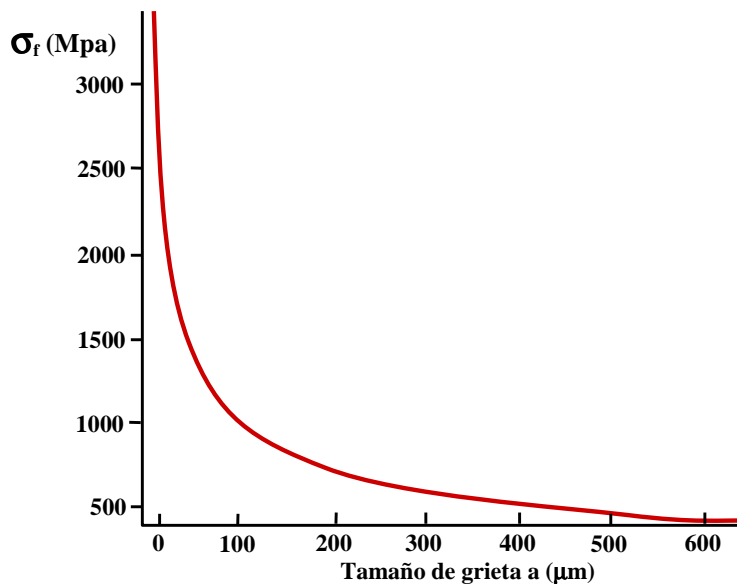
- Comunes, formadas por macromoléculas sintéticas como poliéster y poliamidas.

- De alta resistencia, formadas por macromoléculas sintéticas que por su estructura química o de procesamiento tienen resistencias muy elevadas como las fibras de arámida, de vidrio o de carbón.

- Cerámicas, formadas por cadenas inorgánicas resistentes a altas temperaturas como carburo de silicio o cuarzo.

Las fibras sintéticas de alta resistencia y las cerámicas se utilizan como refuerzo en materiales compuestos avanzados. La efectividad de una fibra como refuerzo, se fundamenta en su geometría. Casi todas las fibras que se utilizan hoy en día tienen geometría cilíndrica, con valores de relación de aspecto mucho mayores que la unidad. Los materiales de las fibras en general son muy frágiles aunque son capaces de soportar esfuerzos elevados, cuando fallan lo hacen de manera catastrófica. La fragilidad y los valores máximos de resistencia están relacionados con la generación de grietas que aparecen sobre la superficie. Normalmente las grietas precursoras del fallo son las más profundas. Se puede afirmar que cuanto más grande es la grieta menor es el esfuerzo de fractura. Este comportamiento se muestra en la Figura 13, en la que se grafica el esfuerzo de fractura frente al tamaño de grieta en un material frágil. Cuanto más reducido sea el diámetro del material, más pequeño será el tamaño máximo de las grietas que se generen en él y por tanto el material presentará una resistencia mayor.

Figura 13. Efecto del tamaño de grieta sobre el esfuerzo de fractura de un material frágil (con un $K_{IC} = 10 \text{ MPa m}^{1/2}$).



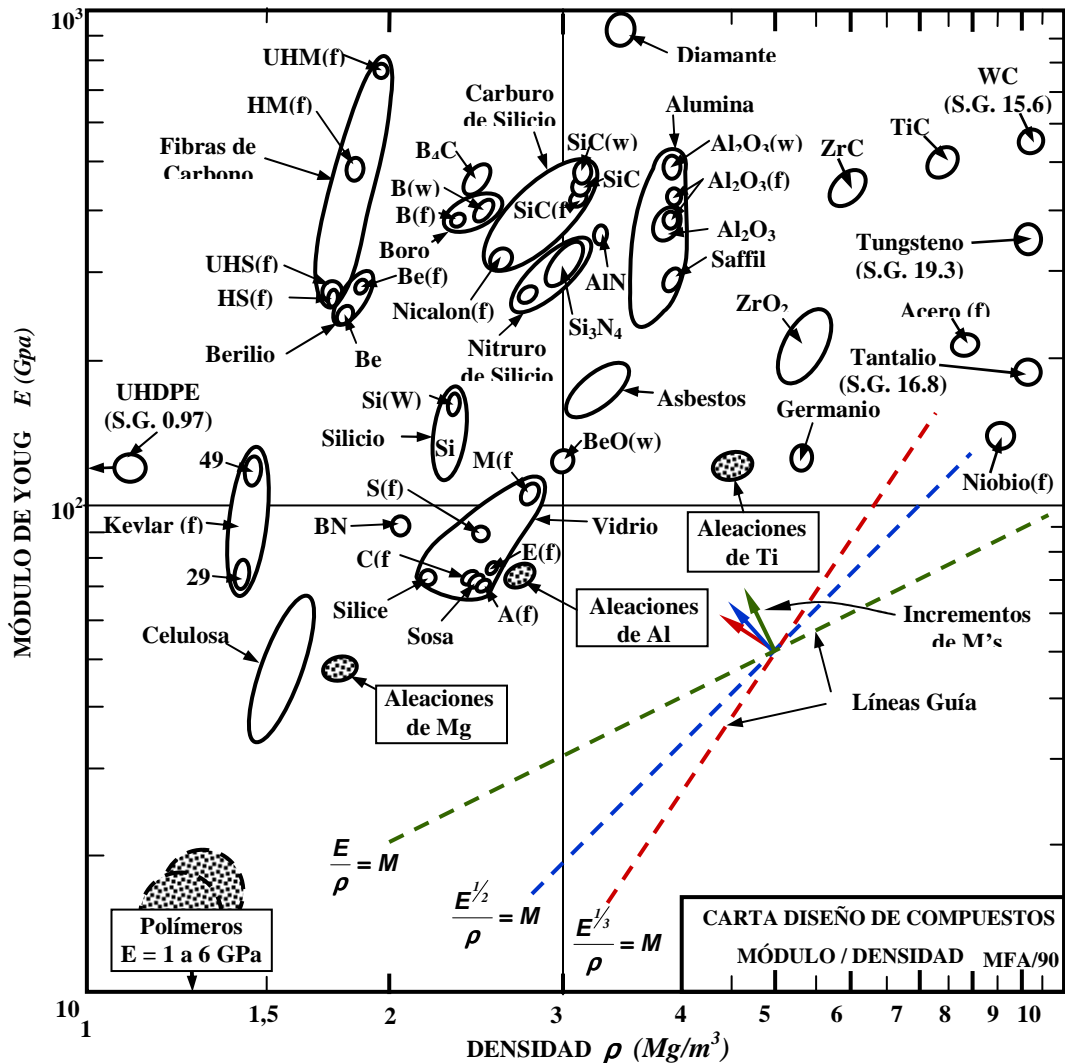
Fuente: Wikipedia: la enciclopedia libre [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006. [Consultado 15 de febrero de 2008]. Disponible en Internet: http://es.wikipedia.org/wiki/Fibra_de_vidrio.

Para un tipo de fibra y unas dimensiones determinadas, las propiedades mecánicas dependen de la estructura. Por ejemplo, si nos fijamos en las aramidas, las propiedades de la fibra dependen de la orientación de la estructura molecular; y en las fibras de carbono, dependen de la perfección y alineación eficaz de los cristales de grafito.

Las fibras son manufacturadas en forma de haz de filamentos continuos. Un filamento es un elemento estructural básico con un diámetro en el intervalo entre 5 - 10 μm. Un haz de un gran número de filamentos (3000 a 12000) se denomina hilo. Generalmente los hilos se caracterizan por la densidad lineal expresada como masa en gramos de fibra que hay en 9000 m de longitud (Denier). La unidad propuesta por la ASTM es el Tex (gr en 1000 m).

Una característica mecánica importante cuando se elige una fibra como refuerzo es la flexibilidad. La flexibilidad determina la capacidad que tiene la fibra para curvarse, si es insuficiente se pueden presentar problemas serios en su manipulación, es por tanto este un factor decisivo en la elección del método de fabricación. Las fibras de diámetro grande y módulo de Young alto son muy flexibles. En la Figura 14 se muestra la relación entre módulo de Young y la densidad para algunos materiales utilizados como materiales de refuerzo (incluyendo fibras y partículas).

Figura 14. Módulo de Young respecto a la densidad para algunos materiales utilizados como fibras de refuerzo en materiales compuestos.



Fuente: CLYNE T. W., An Introduction Overview of MMC Systems, Tipos and Developments. Cambridge city: University of Cambridge. CCMA001. 2001. p. 36.

Es importante aclarar que muchos materiales como vidrio, arámida y boro tienen resistencia a tensión y a la compresión extremadamente alta, pero en 'forma masiva' estas propiedades no se notan de forma clara, dado que estos materiales presentan una elevada sensibilidad a las entalladuras. Las fallas de superficie causarán que el material se fisure y falle por debajo de su 'punto ruptura teórico'; pero en forma de fibras muy delgadas se minimizan los defectos, mejorando su resistencia mecánica hacia los valores teóricos; principalmente en elementos sometidos a esfuerzos de tensión en la dirección de la fibra.

2.2.3. Limitaciones Materiales Compuestos Reforzados con Fibras. Las limitaciones más comunes que presentan los materiales compuestos reforzados con fibras son:

- Dificultades en la fabricación
- Incompatibilidades entre materiales
- Costo elevado.

Pero estas dificultades normalmente se superan con la durabilidad de los materiales y con las características obtenidas. El elevado costo se disminuye sustancialmente con la producción en serie.

2.2.4. Material Compuesto con Fibra de Carbono. Se denomina popularmente fibra de carbono a un material compuesto no metálico de tipo polimérico. Al igual que la fibra de vidrio, es un caso común de metonimia, en el cual se le da a todo el nombre de una parte, en este caso el nombre de las fibras que lo refuerzan. Está compuesto por una matriz o fase dispersante que da forma a la pieza la cual generalmente es una resina polimérica, la cual embebe al material de refuerzo (fase dispersa) en este caso fibras de carbono, cuya materia prima es el polietilnitrilo. Es un material relativamente costoso, de propiedades mecánicas elevadas y peso ligero.

Los materiales compuestos en la mayoría de los casos (aproximadamente un 75%- se utilizan polímeros termoestables). El polímero habitualmente más utilizado para materiales Compuestos reforzados con fibras de carbono es la resina epóxica de tipo termoestable aunque también se pueden utilizar otras resinas poliméricas, como resinas poliéster o resinas viniléster.

Las propiedades principales de este material compuesto son:

- Elevada resistencia mecánica, con un módulo de elasticidad elevado.
- Baja densidad, en comparación con otros elementos como por ejemplo el acero.
- Elevado precio de producción.

- Resistencia a agentes externos.
- Gran capacidad de aislamiento.
- Resistencia a las variaciones de temperatura, conservando su forma, sólo si se utiliza matriz termoestable.
- Buenas propiedades ignífugas.

En la tabla 2 aparece un compendio de las propiedades de los Materiales Compuestos por Sector

Las razones del elevado precio de los materiales realizados en fibra de carbono se deben a varios factores:

- El refuerzo (fibras) es un polímero sintético que requiere un costoso y largo proceso de producción. Este proceso se realiza a alta temperatura -entre 1100° y 2500°- en atmósfera de hidrógeno durante semanas o incluso meses dependiendo de la calidad que se desee obtener ya que pueden realizarse procesos para mejorar algunas de sus características una vez se ha obtenido la fibra.
- El uso de materiales termoestables dificulta el proceso de creación de la pieza final, ya que se requiere de un complejo utillaje especializado, como el horno autoclave.

Tabla 2. Propiedades de los Materiales Compuestos por Sector.

	Aeronáutica	Automóvil	ferroviaria	Construcción	Construcción industrial	Industria náutica	Medicina	electricidad	Deportes & Recreo
Vida Útil									
Rigidez				X		X	X	X	X
Resistencia Mecánica				X	X	X	X		X
Resistencia a la Fatiga	X					X			
Resistencia a la Corrosión	X	X		X		X	X	X	
Impermeabilidad				X	X				
Seguridad									
Resistencia a los Choques		X							X
Resistencia al Fuego	X		X	X	X	X	X	X	
Aislamiento Térmico				X	X			X	
Aislamiento Eléctrico								X	
Amortiguamiento, Vibraciones					X				X
Diseño									
Integración de Funciones	X	X						X	
Formas Complejas	X	X	X	X					X
Transparencia ondas Electromagnéticas								X	
Disminución del Peso de las estructuras	X	X					X		X

Tiene muchas aplicaciones en la industria aeronáutica y automovilística, al igual que en barcos y en bicicletas, dónde sus propiedades mecánicas y ligereza son muy importantes. También se está haciendo cada vez más común en otros artículos de consumo como, ordenadores portátiles, trípodes y cañas de pescar

2.2.5. Material Compuesto con Fibra de Vidrio. La fibra de vidrio (Fiber Glass) es un material fibroso obtenido al hacer fluir vidrio fundido a través de una pieza de agujeros muy finos (spinnerette) y al solidificarse tiene suficiente flexibilidad para ser usado como fibra (ver figura15).

Sus principales propiedades son: buen aislamiento térmico, inerte ante ácidos, soporta altas temperaturas. Estas propiedades y el bajo precio de sus materias primas, le han dado popularidad en muchas aplicaciones industriales. Las características del material permiten que la Fibra de Vidrio sea moldeable con mínimos recursos, la habilidad artesana suele ser suficiente para la autoconstrucción de piezas. Se debe tener en cuenta que los solventes y reactivos

con que se trabaja este material compuesto pueden traer problemas para la salud, siendo considerados algunos como agentes patógenos de cáncer.

Figura 15. Fibra de vidrio



2.3 POLIMEROS

Los polímeros son materiales constituidos principalmente por cadenas hidrocarbonadas, son de origen natural y/o artificial, los cuales pueden contener aditivos, fibras, cargas, pigmentos y otros elementos para mejorar sus propiedades.

Clasificación de Los Polímeros. Los polímeros se clasifican de diferentes maneras: según la síntesis de sus moléculas, según su estructura molecular o de acuerdo a la familia química a la que pertenezca. Una mejor manera de clasificar los polímeros es en función de su comportamiento mecánico y térmico.

- **Los Polímeros Termoplásticos.** Están formados por largas cadenas producidas al unir los monómeros; comúnmente se comportan de manera plástica y dúctil. Las cadenas pueden o no estar ramificadas. Las cadenas individuales están entrelazadas. Entre los átomos de cadenas diferentes existen enlaces van der waals relativamente débiles. En los termoplásticos las cadenas se pueden desenlazar al aplicar un esfuerzo a tensión. Los termoplásticos pueden ser amorfos o cristalinos. Al calentarse se ablandan y se funden. Se procesan en cierta forma calentándolos a elevadas temperaturas. Y se pueden reciclar fácilmente.

Los polímeros termoplásticos que se emplean en aeronáutica se sitúan dentro de dos categorías:

- Plásticos de base acrílica
- Plásticos de base acetato de celulosa

Los dos tipos señalados son polímeros transparentes que se emplean en ventanillas, parabrisas, y, en general, en los puntos de tripulación y de pasajeros que precisan de visión exterior. Los polímeros de base acrílica se conocen normalmente por sus nombres comerciales: plexiglás, lucite, perspex, etc. El acristalamiento típico aeronáutico es el metacrilato, que garantiza gran resistencia a la fatiga, a la propagación de grietas, al estallido y goza de excelentes propiedades ópticas. Se trata de un material que se estira en dos direcciones con el fin de evitar o disminuir la propagación de las grietas. De sus cualidades mecánicas baste decir que pesa la tercera parte que el cristal y tiene una resistencia al choque diez veces mayor. Además, posee buena resistencia a los agentes atmosféricos (lluvia, nieve, temperaturas altas y bajas).

- **Los Polímeros Termoestables.** Están constituidos por largas cadenas de moléculas que están fuertemente unidas por enlaces cruzados para formar estructura de redes tridimensionales. Los termoestables son más resistentes que los termoplásticos generalmente. Son muy difíciles de reciclar.

Los polímeros termoestables encuentran numerosas aplicaciones a bordo de las aeronaves, debido a que una vez moldeados adquieren permanentemente la geometría de moldeo. En general, tienen buenas características térmicas y eléctricas. Soportan en teoría temperaturas hasta 1300°C. Estos polímeros conforman la matriz de la mayoría de los materiales compuestos utilizados actualmente en la fabricación de aeronaves.

- **Los Elastómeros.** Estos se conocen como hules. Tienen una deformación Elástica >200. Es posible que se trate de termoplásticos o termoestables ligeramente entrelazados. Las cadenas poliméricas tienen forma de espiral que se pueden estirar de manera reversible al aplicarles una fuerza.
- **Los Elastómeros Termoplásticos.** Son un grupo especial de polímeros; tienen la facilidad de procesamiento de los termoplásticos y el comportamiento elástico de los elastómeros.

2.4 MATERIALES AERONÁUTICOS

Los materiales básicos de la construcción aeronáutica se clasifican en cuatro grupos:

- Aleaciones férreas, que tienen como elemento fundamental el hierro.
- Aleaciones ligeras, que se clasifican a su vez en tres grupos:
 - Aleaciones ligeras de aluminio.
 - Aleaciones ligeras de titanio.
 - Aleaciones ligeras de magnesio.

Se llaman aleaciones ligeras porque el peso específico de estos materiales es considerablemente menor que el de las aleaciones férreas.

- Materiales compuestos, que están formados por hilos o fibras de material de gran resistencia embebida en una matriz polimérica. Los materiales compuestos son el último grupo de materiales que ha llegado a la industria aeronáutica, con el objetivo de disminuir el peso de los componentes estructurales de las aeronaves pero manteniendo la resistencia mecánica.
- Materiales auxiliares, extenso grupo en que hay que incluir los polímeros, gomas, etc., materiales que se emplean en partes específicas auxiliares de la aeronave.

Cierto grupo de aviones antiguos y de categorías especiales emplean tejidos de lona o sintéticos como elementos de recubrimiento de planos y fuselaje.

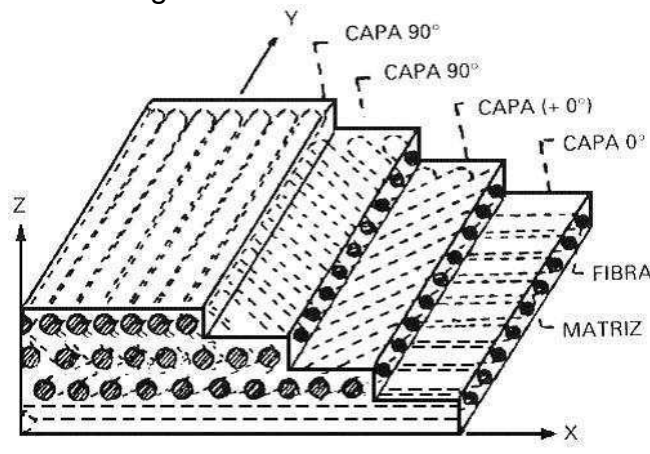
2.4.1 Metales en Aeronáutica. El acero perdió hace tiempo su papel protagonista en la aplicación aeronáutica. Históricamente, el acero sustituyó a las piezas de madera debido al deterioro de este material por su tendencia a absorber la humedad. La evolución fue simple: allí donde había madera se empleó acero a la vez que se conservaba el revestimiento de tela. El alemán Junkers fue el primero en diseñar un avión totalmente metálico, en el año de 1915.

La introducción de las aleaciones de aluminio condujo al desuso del acero en muchas posiciones de la aeronave. Hoy día la estructura y el revestimiento metálico de la aeronave es de aleación de aluminio, quedando el acero para aquellas zonas donde su empleo es indispensable o económico en la actualidad: trenes de aterrizaje, elementos de fijación (pernos, tornillos, etc.), bancadas de motor y placas o herrajes de sujeción de los planos sustentadores al fuselaje. Aún, en estas zonas, se emplean incluso aleaciones ligeras.

2.4.2 Encolados Estructurales. Se dice que una estructura es encolada, o que un conjunto tiene un encolado estructural, cuando dos piezas o conjuntos se unen mediante adhesivos. Por consiguiente, la resistencia del conjunto se apoya en el enlace químico del adhesivo y no en las uniones convencionales mediante elementos mecánicos de fijación (tornillos, pernos y remaches). En su aplicación aeronáutica, los conjuntos encolados están formados normalmente por chapa de revestimiento de aluminio que se unen entre sí mediante adhesivos, y que generalmente llevan interpuesto, entre las dos chapas, un núcleo de estructura celular, muy ligero, llamado panal de abeja.

Las propiedades mecánicas de los materiales compuestos al compararlos respecto a las mejores aleaciones de aluminio, se obtiene que los valores de resistencia mecánica en relación con el peso son del orden de cuatro veces mayores.

Figura 16. Esquema de configuración de orientaciones de laminados



Las ventajas de las estructuras encoladas se pueden condensar en estos puntos, respecto a la construcción metálica convencional:

- Mayor relación resistencia mecánica/peso del conjunto, lo que permite disminuir el peso de la aeronave conservando la integridad estructural. Debe tenerse presente que a menor peso de la aeronave corresponde un menor consumo de combustible para hacer una ruta determinada.
- Buenas características de resistencia a la fatiga, y en general buenas propiedades de amortiguación de las vibraciones.
- Posibilidad de unión de revestimientos de espesor pequeño, sin las limitaciones que en este caso presenta la unión convencional.

Los adhesivos son las sustancias que se emplean para encolar. Los adhesivos se clasifican según su aspecto y su composición:

- Según su aspecto, los adhesivos pueden ser: Líquidos, Películas, Pastas o Espumas.
- Según su composición química, pueden ser: Nitrilofenólicos, Vinilofenólicos, Epoxifenólicos, Epoxipoliámidas, Poliámidas o Acrílico.

Los núcleos pueden ser metálicos como nido o panal de abeja, las cuales son estructuras celulares muy ligeras, que están constituidos por hojas o bandas de aluminio, y materiales no metálicos; estos vienen encolados de fábrica formando figuras geométricas (hexágonos, rectángulos, etc.).

En este proyecto el núcleo utilizado es no metálico, este es de PVC espumado, el cual presenta alta resistencia a esfuerzos cortantes comparado con otros tipos de polímeros (ver Tabla 3).

2.4.3 Materiales Involucrados en el Estudio de Caracterización. Un material sándwich puede definirse como una construcción laminar, consistente en pieles delgadas (fibras) unidas a un núcleo ligero relativamente grueso (espuma de PVC), resultando un panel ligero y rígido. En esta definición “unido” significa pegado con resina.

Tabla 3. Propiedades de materiales de espuma utilizados como núcleo

Tipo	Densidad (Kg/m ³)	Resistencia a Tracción (ASTM D1623) (MPa)	Resistencia a compresión 10% de deflexión (ASTM D1621) (MPa)	Temperatura máxima de servicio	Resistencia a cortadura (MPa)	Modulo de cortadura (MPa)
POLIURETANO	21 - 48	0.10 - 0.65	0.1- 0.41	82 - 121	0.14	1.56
	64 - 128	0.62 - 1.99	0.48 - 1.9	93 - 131	0.62	10.3
	144 -192	1.58 - 3.10	1.99 - 3.79	121 - 135	3.1	31.01
	304 - 400	5.34 - 8.96	8.27 - 13.9	121 - 149		103.5
POLICLORURO DE VINILO	48	6.9 y sup.	0.65		0.45	8.3
	96		1.38			15.2

Un sándwich se compone de tres elementos:

- Dos pieles o láminas delgadas con una resistencia y un modulo de elasticidad elevados que pueden ser de distintos espesores y materiales.
- Un núcleo grueso y ligero que separa las pieles a la vez que les confiere estabilidad y cuya misión es la de transmitir mediante cortadura acciones Mecánicas de una piel a otra.
- Un elemento adhesivo que conecta pieles y núcleo capaz de transmitir cargas entre las partes que une.

En la Figura 17 se presentaran la configuración del fuselaje y los planos (alas) en la Figura 18 la Forma del avión X01-FAC según los planos de la Escuela militar de Aviación.

Figura 17. Esquema de configuración del sándwich que se empleara en el X-01 FAC

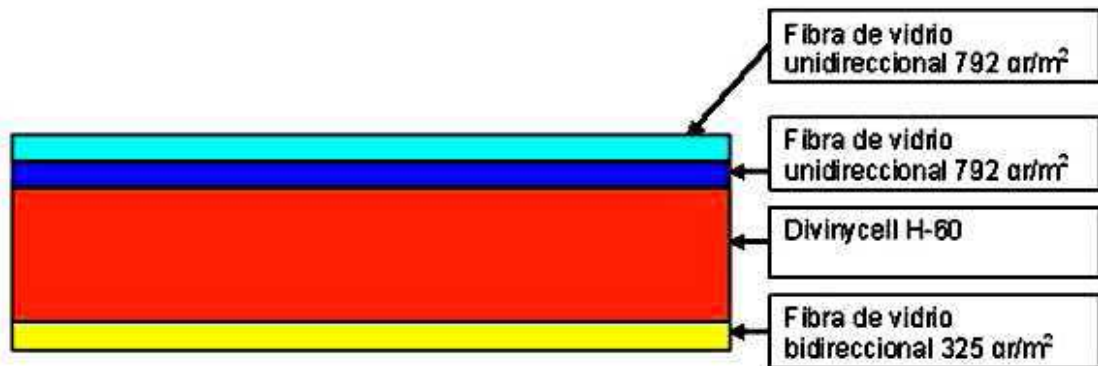
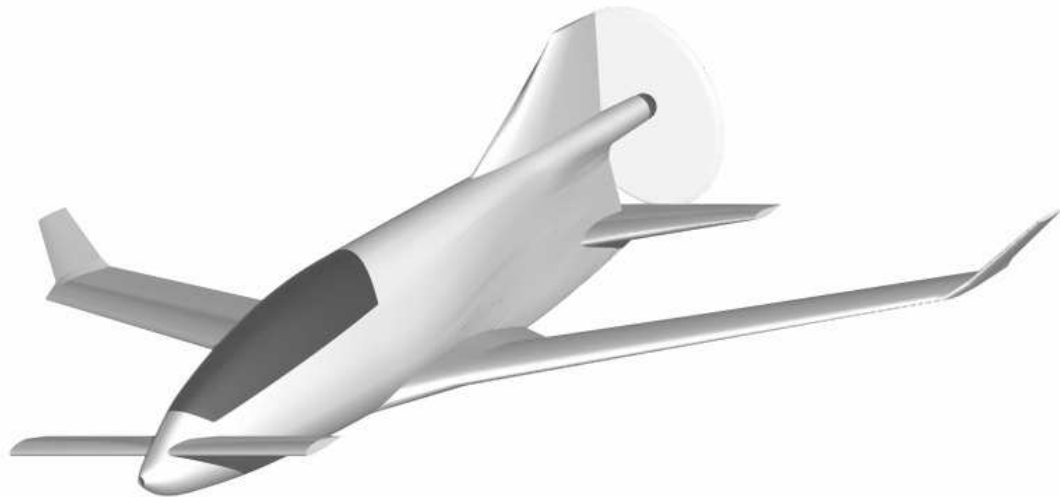


Figura 18. Apariencia del avión X01-FAC (a) Vista lateral y (b) Isométrico



(a)



(b)

3 DESARROLLO EXPERIMENTAL

Los aviones modernos se construyen actualmente principalmente en Materiales Compuestos, para el desarrollo de la Escuela del Conocimiento y en aras de lograr un desarrollo tecnológico seguro se deben realizar una serie de pruebas de caracterización de los materiales a utilizar.

Los materiales en los que va a construir la aeronave X01 FAC son materiales compuestos fibroreforzados de matriz polimérica, principalmente reforzados con fibra de vidrio (planos y fuselaje) por lo cual se caracterizaran este tipo de materiales con dos tipos de matrices que son las mas utilizadas a nivel mundial en la fabricación de aeronaves (resina viniléster y resina epóxica)

3.1 DETERMINACIÓN DEL TIEMPO DE GEL DE LAS RESINAS

La resina vinilester se trabajo con una proporción de 0,4% de cobalto como acelerante, se catalizó con Meck Peroxido en proporciones de 1%, 1,5% y 2% y se procedió a medir el tiempo de gel y las temperaturas durante el proceso de gelificación. Con los datos recopilados de tiempo y temperatura se construyó una gráfica, la cual permite visualizar el tiempo de gel de la resina.

Para la resina epóxica se utilizo una bisfenol A, y un endurecedor tipo aminacicloalifática modificada, se trabajo con una proporción de 20, 25, y 30% de endurecedor y se procedió a medir el tiempo de gel y las temperaturas durante el proceso de gelificación. Con los datos recopilados de tiempo y temperatura se construyó una gráfica, la cual permite visualizar el tiempo de gel de la resina.

Figura 19. Curvas Tiempo De Gel Resina Vinilester catalizada a diferentes porcentajes.

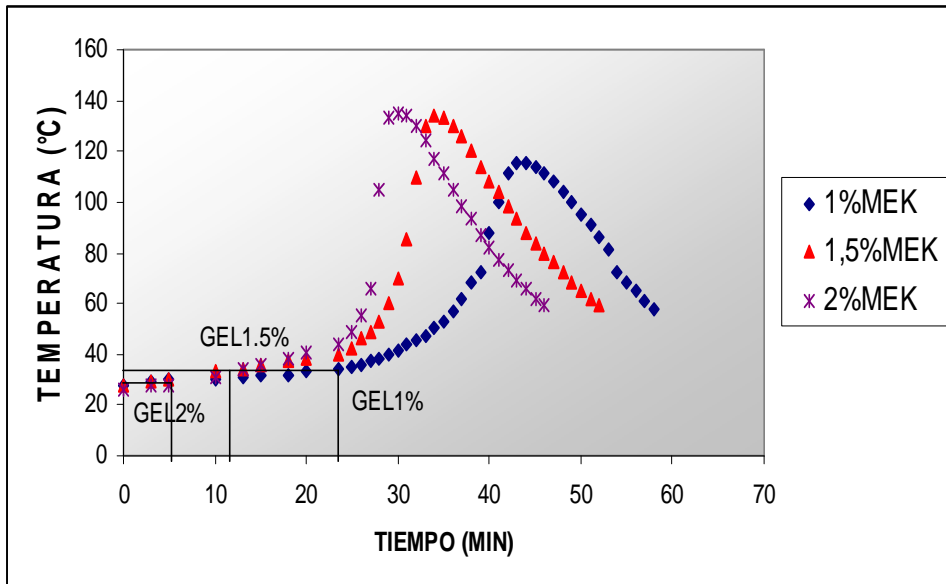
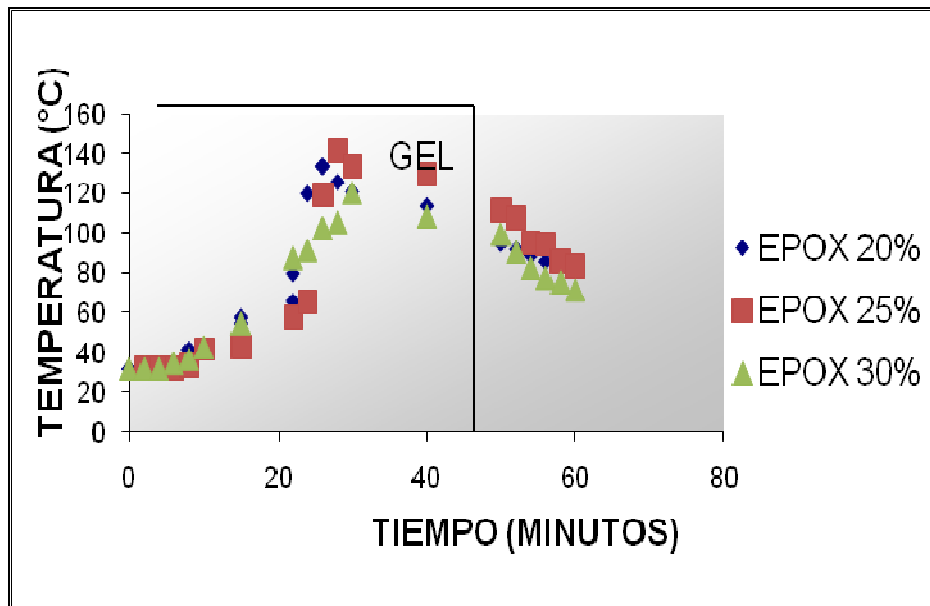


Figura 20. Curvas Tiempo De Gel Resina Epóxica R-744 catalizada a diferentes porcentajes.



3.2 PREPARACIÓN DE MUESTRAS PARA ENSAYOS MECÁNICOS.

En el desarrollo de la caracterización mecánica del material compuesto se comenzó inicialmente con la caracterización de la matriz, para lo cual se realizaron probetas (resina sola) para los diferentes ensayos, las cuales fueron obtenidas por vaciado sobre un molde hecho en caucho silicona, (ver Figura 21). Las condiciones de preparación de las dos resinas (vinilíster y epóxica) se mantuvieron estables a una temperatura de 32,6°C a 33,5°C y una humedad relativa de aproximadamente 65%. Para el caso de las probetas del material compuesto tipo sándwich se utilizó Divinigel que es una espuma de PVC y varias capas de fibra unidireccional a ambos lados (forma laminar), estas se conformaron en forma de placas para luego ser cortadas y pulidas (ver Figura 22).

Figura 21: Fotografía Molde de tracción en caucho silicona



3.3 Preparación de Probetas para Ensayo Mecánico de Tracción.

Para la ejecución de los ensayos de tracción se emplearon probetas Normalizadas bajo la norma ASTM D 638-08 tanto para las de resina sola y las de fibra de vidrio embebidas en resina (ver Figura 23 y Figura 24). Las dimensiones principales bajo la norma ASTM D 638-08 de las probetas se muestran en la siguiente Figura 25. en las se aprecia la forma como quedaron las distribuciones de fibra, resina y divinigel que se utilizaran en el fuselaje y los planos.

Figura 22: Fotografía placas de Resina Epóxica y Viniléster con núcleo en Divinigel.

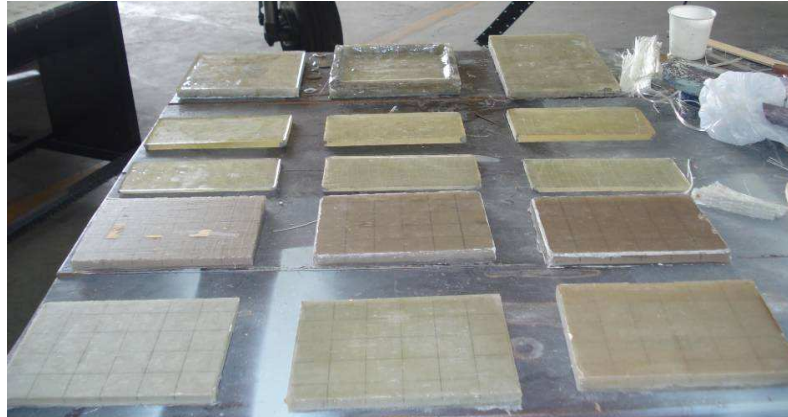


Figura 23: Probeta fibra de vidrio embebidas en resina epoxica para ensayo de tracción.



Figura 24: Probeta compuesto laminar para realizar ensayo de flexión



Figura 25: Esquema Dimensiones Probeta de Tracción.

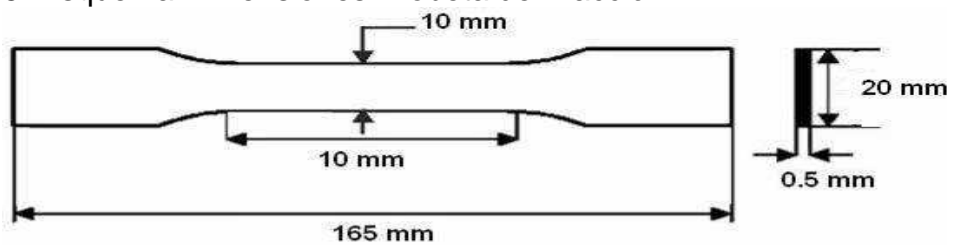


Figura 26: Esquema de configuración del sándwich que se empleo en los ensayos mecánicos en resina epoxica y vinilester.(tres capas de fibra de vidrio unidireccional, en el centro divinigel, y en la parte inferior 2 capas de fibra de vidrio unidireccional.)

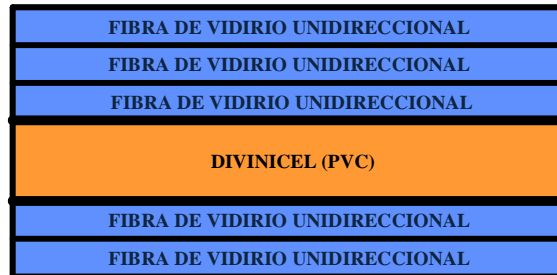


Figura 27 Esquema de configuración del sándwich que se empleo en los ensayos mecánicos en resina epóxica y viniléster. (Dos capas de fibra de vidrio unidireccional, en el centro divinigel, y en la parte inferior 1 capa de fibra de vidrio unidireccional.)



Figura 28: Esquema de configuración del sándwich que se empleo en los ensayos mecánicos en resina epoxica y vinilester.(1 capa de fibra de vidrio unidireccional, en el centro divinigel, y en la parte inferior 1 capa de fibra de vidrio unidireccional.)

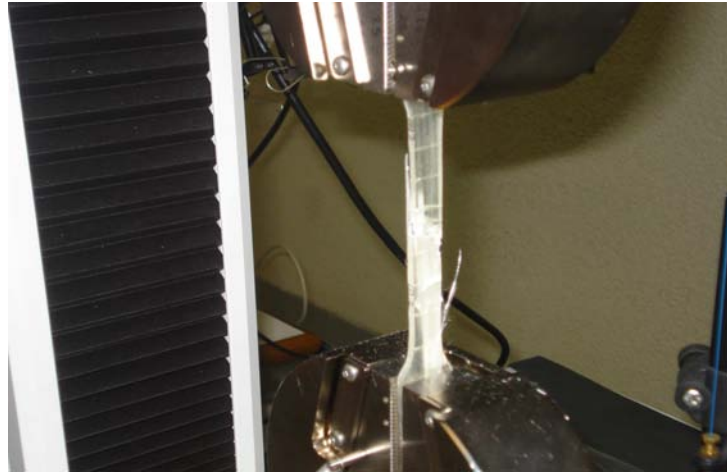


3.4 CONDICIONES DE ENSAYOS MECÁNICOS DE TRACCIÓN Y FLEXIÓN.

Para la realización de los ensayos de tracción se consulto la norma ASTM D 3039/D 3039M – 07 para materiales compuestos poliméricos. La velocidad de los ensayos mecánicos fue de 2,5 mm/min (Figura 29), en la misma máquina se realizo el ensayo de flexión con una velocidad de 1,5 mm/min (ver Figura 30), bajo la norma para ensayo de flexión de compuestos poliméricos ASTMD790-07. La

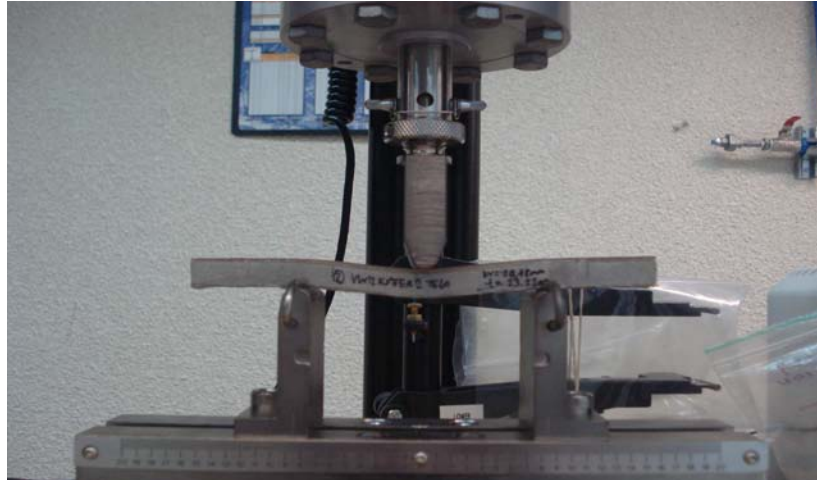
máquina utilizada para el ensayo fue máquina automática universal de ensayos marca INSTRON de la serie IX 8.32.00 del Laboratorio de Materiales de Ingeniería Mecánica de la Universidad Autónoma de Occidente.

Figura 29: Fotografía ensayo de tracción.



Para el compuesto tipo sándwich se cortaron en la forma señalada para el ensayo de tracción, pero no fue posible realizar esta prueba en el ensayo de tracción en el laboratorio, porque en el momento del ensayo la probeta se resbalaba de las mordazas al irse incrementando la carga, dado que la probeta es un compuesto tipo sándwich con espuma de Diviniceel (espuma de PVC), la cual la probeta se comprimía y se presentaba el resbalamiento. Entonces en la zona de agarre de las probetas se retiró el Diviniceel y se embebió estas zonas en resina para mejorar su adherencia en las mordazas; pero de todas formas se continuó con el problema de resbalamiento, razón por la cual se tomó la decisión en asesoría con el Ingeniero Julián Portocarrero Director del Proyecto, de realizarle a estas probetas ensayo de flexión, según la norma para ensayo de flexión de compuestos ASTM D790-07, como se muestra en la Figura 30.

Figura 30: Fotografía del ensayo de flexión



3.5 PROBETAS PARA ENSAYO MECÁNICO DE FLEXIÓN

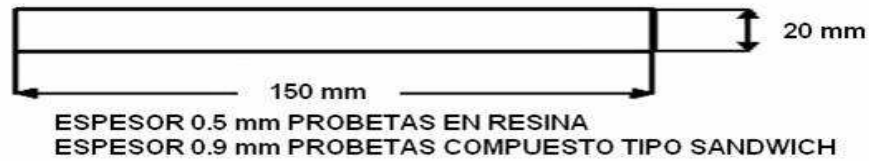
Las probetas necesarias para el ensayo de flexión se obtuvieron como resultado de cortar la placa del compuesto sándwich en forma de halterio, ya que no fue posible realizar el ensayo de tracción por los motivos que ya se explicaron anteriormente (ver Figura 31)

La geometría y las dimensiones resultantes de las probetas para el compuesto sándwich y hechas en resinas, se realizaron utilizando la norma ASTM D-790 ensayo a tres puntos de apoyo (ver Figura 31), las dimensiones de la probeta aparecen en la Figura 32.

Figura 31: Fotografía Probeta de Material sándwich para ensayo de flexión



Figura 32. Dimensiones Probeta de Flexión.



Estas dimensiones pueden variar para cada uno de los grupos de probetas, por la diferencia de proporción en tela de fibra de vidrio que existen entre ellas, que pueden ser de tres, dos y una tela tanto en la parte superior e inferior (ver Figura 33). La prueba de flexión se puede apreciar en la Figura 34.

Figura 33. Fotografía Probeta de Material sándwich para ensayo de flexión.



Las probetas hechas en fibra de vidrio de varias telas se fabricaron en varios moldes y después de un curado de aproximadamente dos semanas se ensayaron ver Figura 34 y Figura 35.

Figura 34. Fotografía Probeta de Material sándwich realizando ensayo de flexión

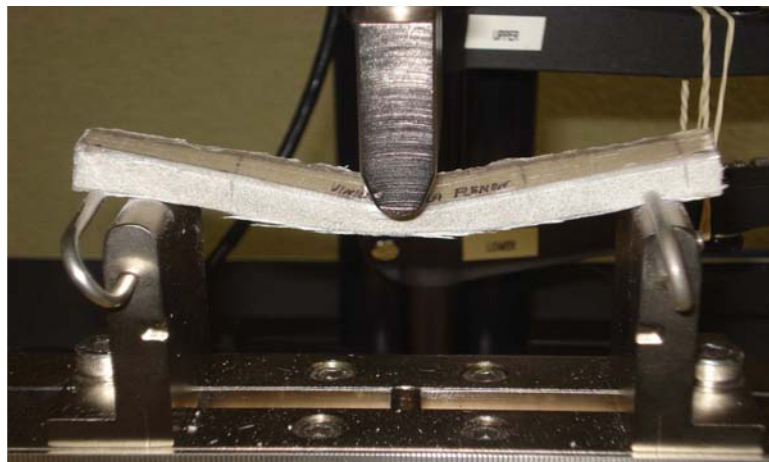
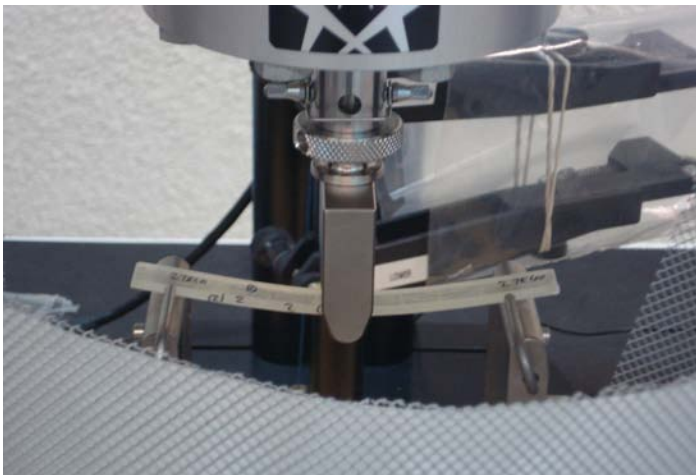


Figura 35: Fotografía Probeta de fibra de vidrio embebida de resina epoxica realizando ensayo de flexión.



4 ANALISIS DE RESULTADOS

4.1 MEDICIÓN DEL TIEMPO DE GEL DE LA RESINA EPOXICA R-744

El tiempo de gel de la resina epóxica R-744, se determinó en muestras con la siguiente composición:

- Epóxica R-744: 250g
- Catalizador R-744: al 20%, 25%, y 30% en peso de la resina

Las curvas obtenidas de tiempo y temperatura a diferentes porcentajes de Catalizador: se muestran en la Figura 20. Los valores de los tiempos de gel y los picos exotérmicos aparecen en la Tabla 4.

Tabla 4. Datos de las curvas de tiempo de gel de resina epóxica.

Porcentaje de Catalizador (R-744)	Tiempo de gel vs Temperatura	Pico exotérmico
20	19 min- 55°C	134,4°C
25	15 min- 66°C	124°C
30	12 min- 82°C	107°C

Las probetas de caracterización mecánica en resina epóxica R-744 se catalizo al 25% en peso, aunque los fabricantes recomiendan el 16-20%, dado que se presento problemas de canalización porque esta resina tenía mucho tiempo de almacenamiento.

Se puede apreciar en la Tabla 4 y en la Figura 20, que con el 30% de porcentaje en peso de catalizador, da un tiempo corto de vaciado (a los 10-12 minutos empieza a gelar), lo cual no permite una buena humectación y el asentamiento de la fibra.

Las moléculas de la amina reaccionan con las moléculas del epoxy en una proporción fija, es esencial que la proporción de la mezcla sea correcta entre resina y endurecedor para asegurar que la reacción sea completa. Si la amina y el epoxy no son mezclados en las proporciones correctas, afectaran las propiedades para las cuales se fabrico; en muchos casos afecta su proceso de curado.

Para ayudar con el mezclado exacto de la resina y su endurecedor, los fabricantes formulan normalmente los componentes para dar una proporción adecuada de la mezcla por un proceso simple midiendo por peso o volumen, por ello se vario las concentraciones del endurecedor porque se estaba presentando demora en el tiempo de gel, ya que el catalizador suministrado había perdido algunas de sus propiedades, estaba llegando a su fecha de vencimiento.

Vale la pena aclarar que en este proyecto se catalizo en un porcentaje de endurecedor por encima del recomendado por el fabricante, porque el endurecedor había cumplido su fecha de vencimiento, razón por la cual dio como resultado un pico exotérmico tan alto.

4.2 MEDICIÓN DEL TIEMPO DE GEL DE LA RESINA VINILESTER

El tiempo de gel de la resina vinilester, se determinó en muestras con la siguiente composición:

- Vinilester: 250g
- Catalizador Metil Etil Cetona Peroxido con una proporción de 1,5% y 2,0%, dado que la resina ya llevaba mucho tiempo de almacenamiento se pre-acelero con 0,4% de octoato de cobalto según especificaciones del representante de la firma fabricante (Ing. Marcos González).

La curva obtenida de tiempo y temperatura se muestra e , los valores de los tiempos de gel y los picos exotérmicos aparecen en la Tabla 5.

Los valores de los tiempos de gel y los picos exotérmicos aparecen en la Tabla 5.

Tabla 5. Datos de las curvas de tiempo de gel de resina viniléster.

Porcentaje de MEK	Tiempo de gel vs Temperatura	Pico exotérmico
1,0%	23 min- 35°C	118,3°C
1,5%	11 min- 35°C	132,2°C
2,0	5 min- 30°C	107°C

Con base a los resultados obtenidos en los tiempos de gel medidos de acuerdo a los porcentajes de catalizador, se puede determinar que se debe trabajar con

porcentajes de catalizador entre 1,0 y 1,5%, para los procesos que requieran mas tiempo se recomienda trabajar con el 1,0%.

4.3 MEDICIÓN DE LAS PROPIEDADES MECÁNICAS

4.3.1 Resistencia a la Tracción tela fibra de vidrio. La fibra de vidrio utilizada para el estudio es de tipo "E", de baja alcalinidad, imparte en los laminados excelente resistencia mecánica, buenas propiedades de aislamiento eléctrico, resistencia al calor y larga durabilidad.

Las características de la fibra de vidrio de una tela se muestran en la Tabla 6. La curva esfuerzo deformación se puede observar en la Figura 36 El diámetro de la fibra y su área transversal se hallo teniendo en cuenta la cantidad aproximada de los filamentos de cada fibra, (esta investigación fue realizada por el Ingeniero de materiales Carlos Bolaños de la Universidad del Valle) Mediante observación al microscopio se pudo determinar que el diámetro promedio de las filamentos fue de 0,001918mm y que cada fibra tenia aproximadamente 200 filamentos, para tener un diámetro de 0,3836mm. En la Figura 37, Figura 38 y Figura 39 se aprecian unas fotomicrografías de la fibra de vidrio unidireccional.

Tabla 6. Caracterización Tejido de Fibra de Vidrio de 792gr/m²

PROPIEDAD	RESULTADO
Diámetro promedio (mm)	0.3836
Área Transversal (m ²)	1,1557 x 10 ⁻⁷
Modulo de Elasticidad (GPa)	122 698
Resistencia a Tracción (MPa)	7952,980877 (Haz de Fibra)

Figura 36. Esfuerzo Vs Deformación fibra de vidrio unidireccional de 792 g/m³

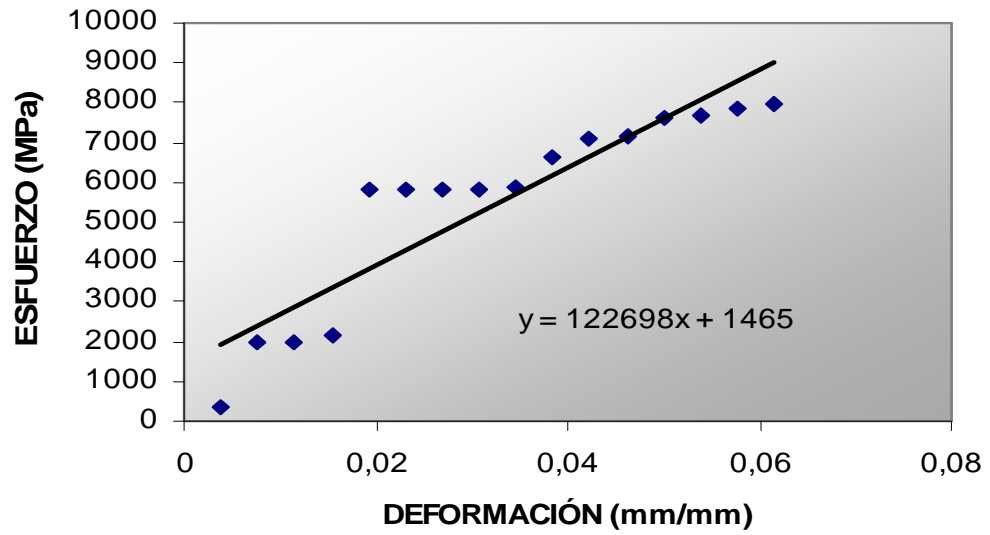


Figura 37. Foto micrografía fibra unidireccional. Aumento 10x

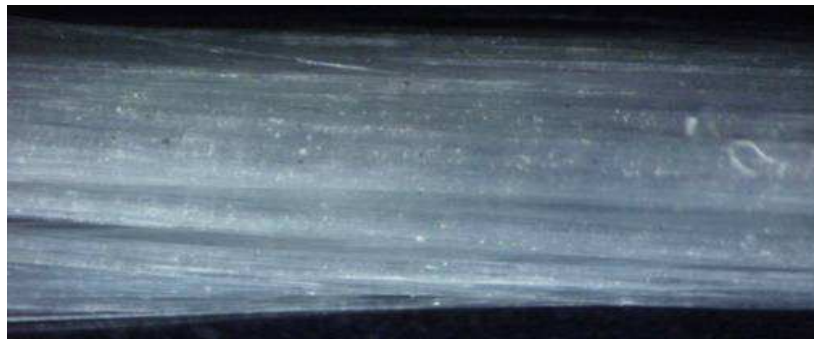
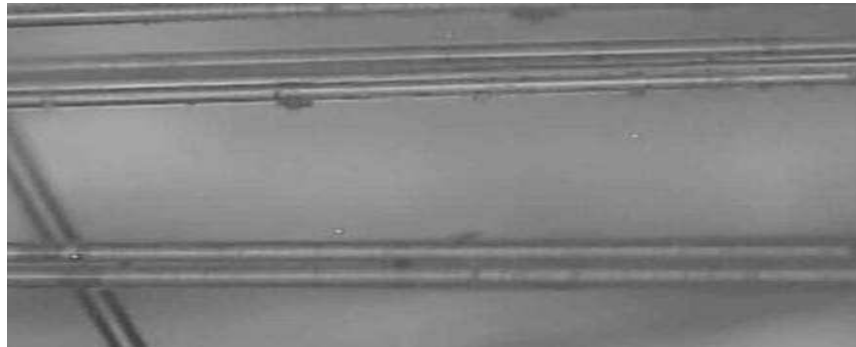


Figura 38. Foto micrografía fibra unidireccional. Aumento 50x



Figura 39: Foto micrografía fibra unidireccional. Aumento 200x



4.3.2 Resistencia a la Tracción tela fibra de vidrio de 792 g/m² Unidireccional Embebida de Resina Epoxica. Los resultados del ensayo de tracción de 1, 2 y 3 telas de fibra de vidrio unidireccional embebida de Resina Epoxica se aprecian a continuación en las Figura 40, Figura 41 y Figura 42:

Figura 40. Esfuerzo (MPa) Vs Deformación (%) fibra de vidrio Unidireccional embebida de resina epóxica (3 telas)

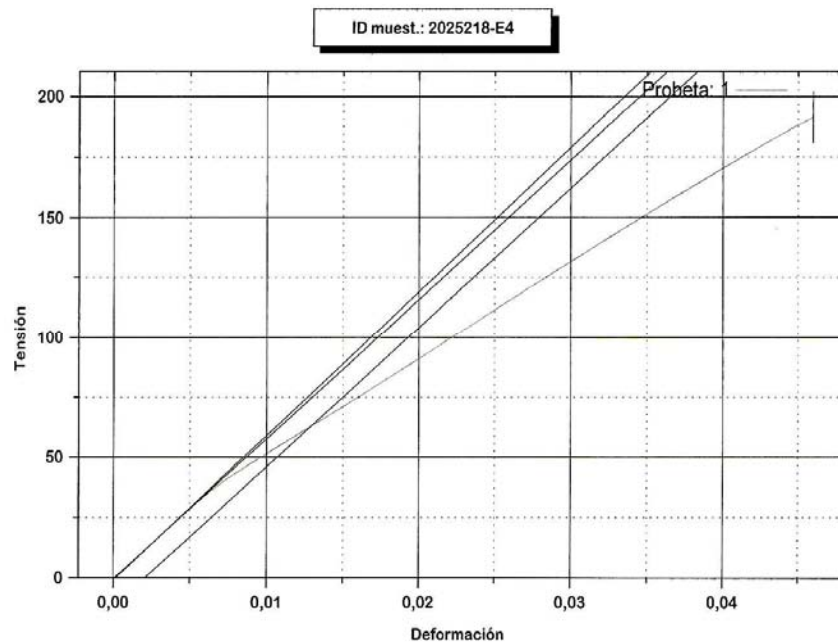


Figura 41. Esfuerzo (MPa) Vs Deformación (%) fibra de vidrio Unidireccional embebida de resina epóxica (2 telas)

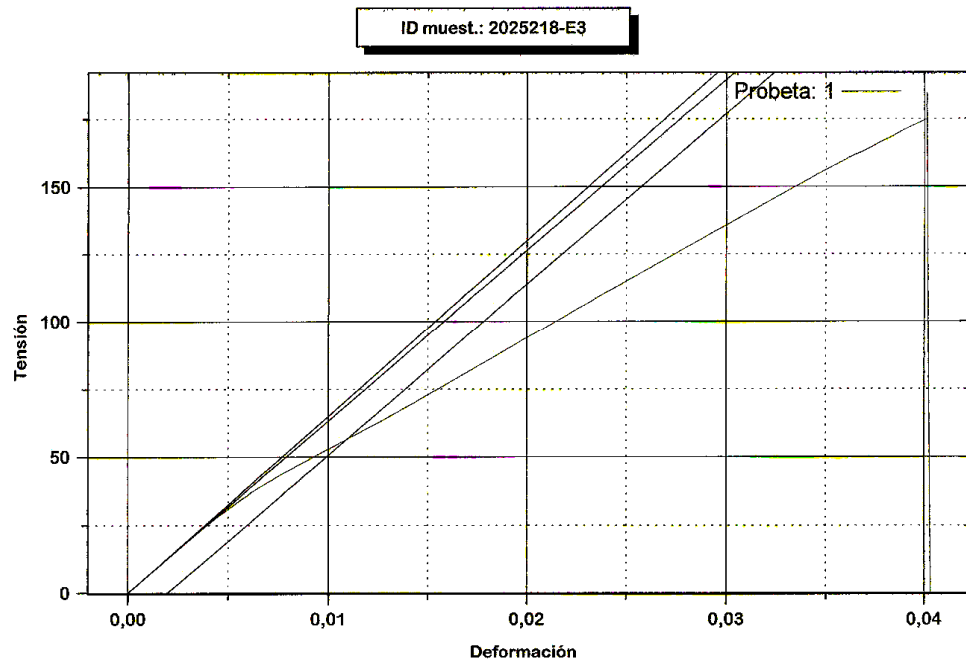
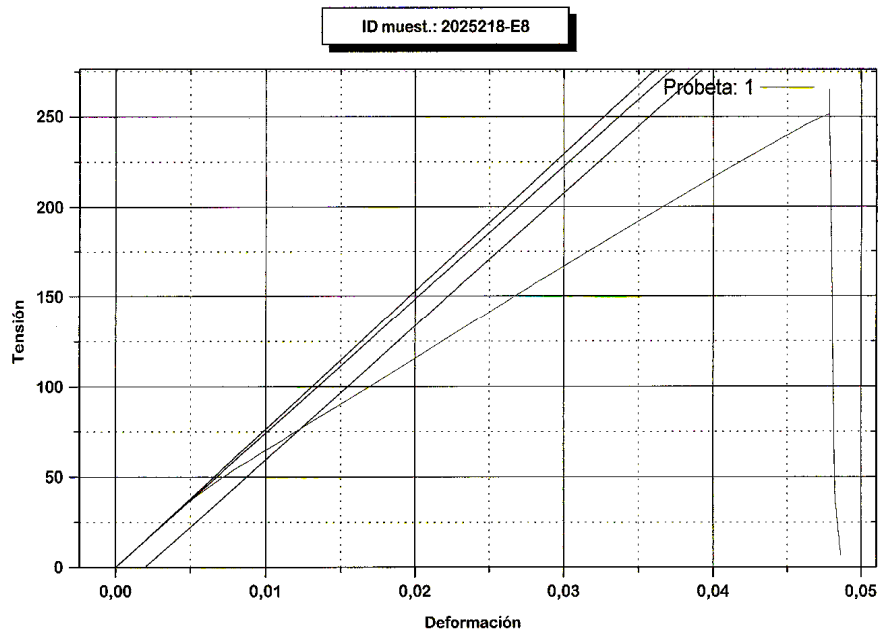


Figura 42. Esfuerzo (MPa) Vs Deformación (%) fibra de vidrio Unidireccional embebida de resina epóxica (1 tela)



En la Tabla 7 se muestran los resultados del ensayo de tracción de la resina epóxica con una, dos y tres capas de tela de fibra unidireccional de vidrio E, siendo el más representativo de acuerdo al resultado, que la fibra de vidrio

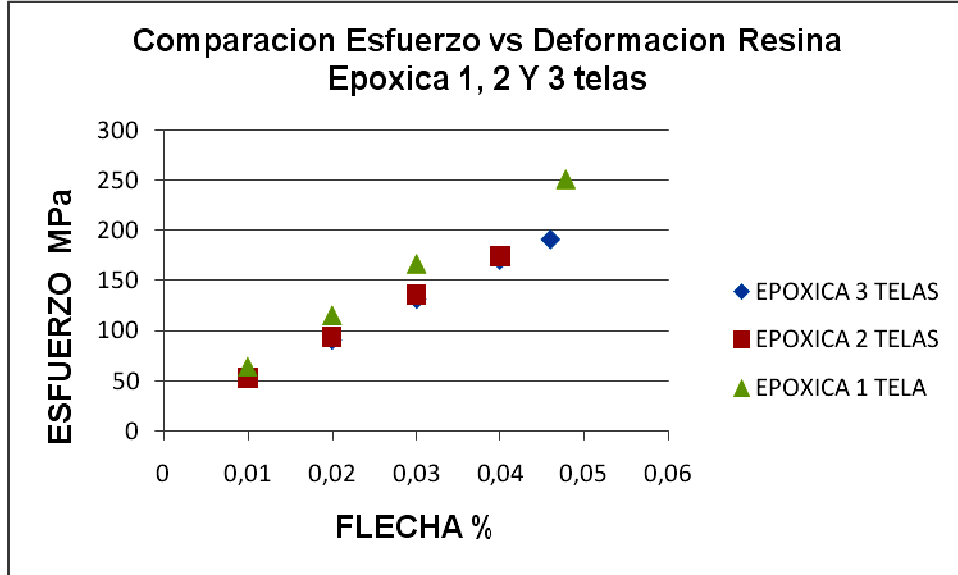
unidireccional embebida de resina epóxica de una tela, es la que obtiene la mayor resistencia del material, experimentando una carga máxima de 251.289MPa, con un modulo alto de aproximadamente 7653,354 MPa., se podría esperar que a mayor cantidad de telas se lograría una resistencia mayor pero es probable que a mayor numero de telas de fibra se aumenta la proporción de defectos como poros y se presente un incremento de la la proporción de la matriz, dado que no se pudo emplear vacío para la realización de estas probetas, también es probable que al aplicar el esfuerzo de tracción, en los extremos de la fibra no haya transmisión de carga desde la matriz, a las fibras interiores lo cual genere un patrón de deformación mucho mayor.

Tabla 7. Propiedades a Tracción de fibra de vidrio Unidireccional embebida de resina epóxica.

TIPO	MODULO DE ELASTICIDAD GPa	CARGA MAXIMA A TRACCIÓN	
		MPa	PSI
RESINA	2.04605	47,5878	6902.03
EPOXICA	1.86324	39,0488	5663.55
R-744 SOLA	2.094	46.49	6742.81
E3T(1)	6.000052	191.368	27755.61
E3T(2)	6.459386	170.412	24716.19
E3T(3)	6.000364	164.108	23801.87
E2T(1)	7,36604	175.539	25459.8
E2T(2)	6.774231	169.512	24585.66
E2T(3)	6.501757	174.828	25356.68
E1T(1)	7.940578	244.120	35406.64
E1T(2)	7.653354	251.289	36446.42
E1T(3)	4.4491691	160.322	23525.76

En la Figura 43 se muestra una comparación de las propiedades mecánicas a tracción de las resinas más representativas con sus diferentes proporciones de telas.

Figura 43. Comparación Esfuerzo Vs Deformación Resina epóxica 1, 2 y 3 telas



4.3.3 Resistencia a la Flexión tela fibra de vidrio de 792 g/m² Unidireccional Embebida de Resina Epoxica. Los resultados del ensayo de Flexión de 2 y 3 telas de fibra de vidrio unidireccional embebida de Resina Epóxica se aprecian a continuación en la Tabla 8, y en las Figura 44, Figura 45 y Figura 46.

Tabla 8. Propiedades a flexión de fibra de vidrio Unidireccional embebida de resina epóxica

TIPO	MODULO ELASTICO A FLEXION	CARGA MAXIMA A FLEXION	CONDICIONES DE ENSAYO
EPOXICASOL3T	2.582 GPa	60.806 MPa	2.5mm/min
EPOXICASOL2T	3.018 GPa	54.793, MPa	2.5mm/min

Figura 44. Esfuerzo (MPa) Vs Deformación (%) fibra de vidrio Unidireccional embebida de resina epoxica (2 telas)

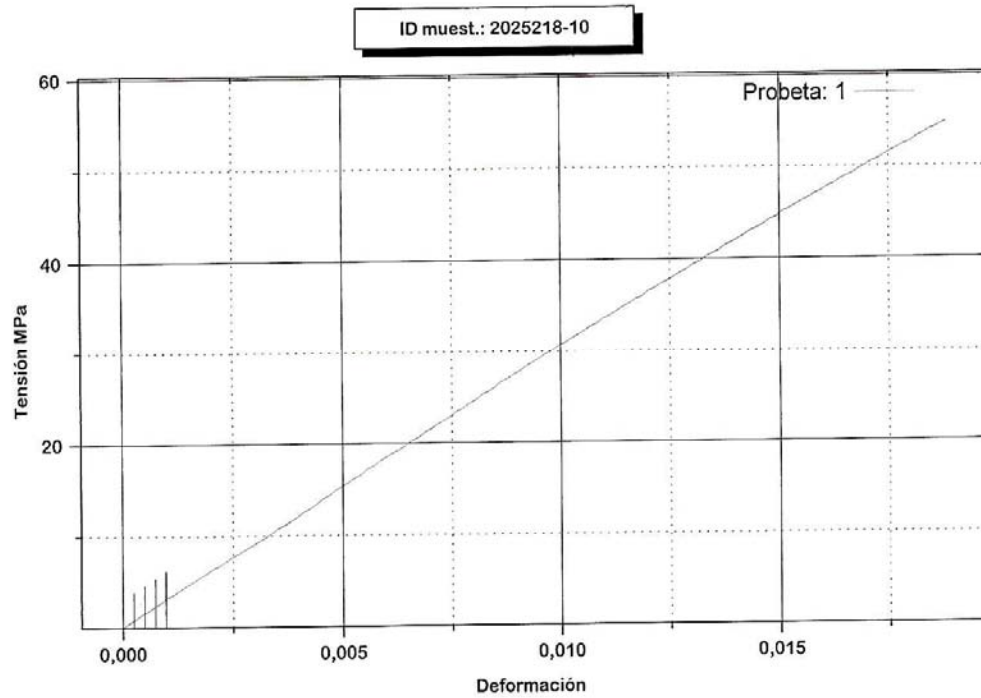


Figura 45. Esfuerzo (MPa) Vs Deformación (%) fibra de vidrio Unidireccional embebida de resina epoxica (3 telas)

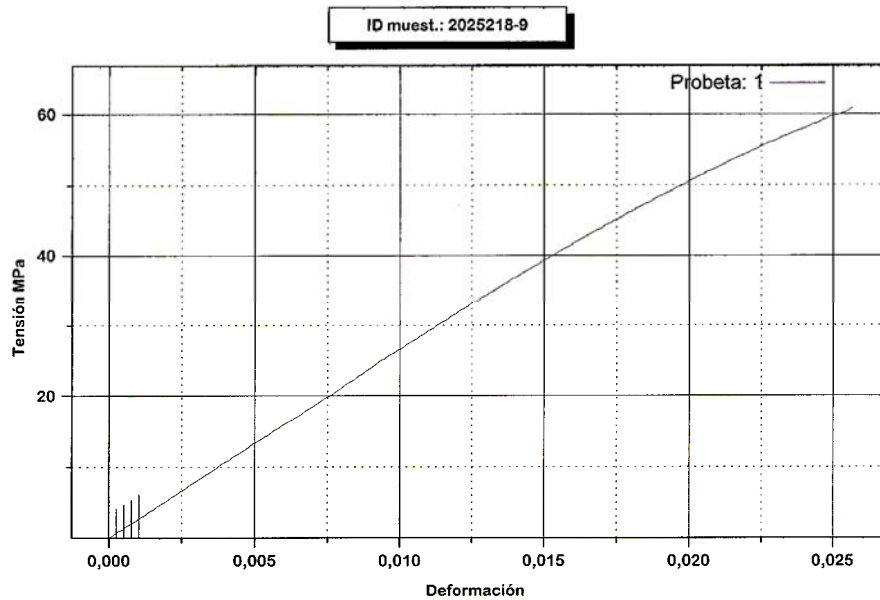
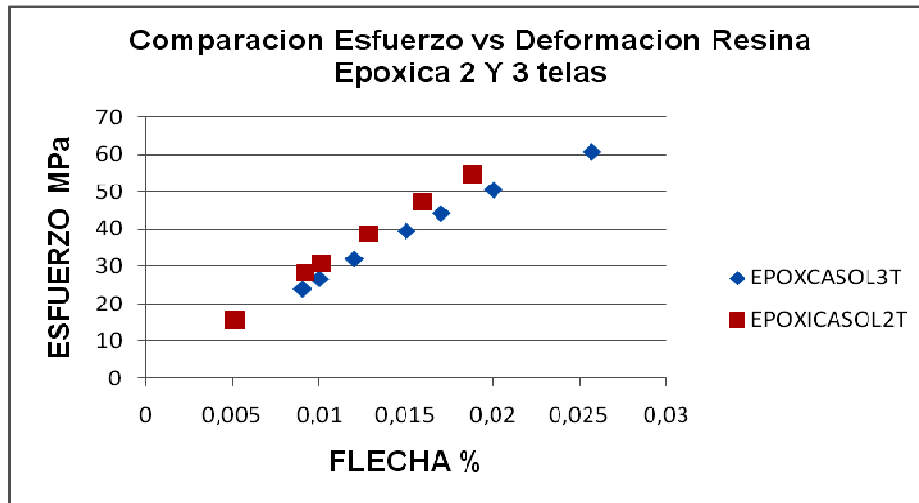


Figura 46: Comparación Esfuerzo Vs Deformación Resina epóxica 2 y 3 telas



A diferencia del ensayo de tracción, la resina epóxica embebida de tres telas, alcanza una resistencia un poco superior a los 60 MPa, sobrepasando por un pequeño margen a la de dos telas, y con otros resultados obtenidos presenta mejores propiedades específicas el compuesto de resina epóxica dos telas, la cual presenta una relación peso-resistencia, teniendo en cuenta que el porcentaje en peso del panel de tres telas al de dos telas es del 52% aproximadamente (ver Tabla 9).

Tabla 9. Peso de las placas obtenidas en el molde de madera, Resina Epóxica (17.5cm x 18.5 cm)

NUMERO DE TELAS	PESO EN GRAMOS	% EN PESO (CON RESPECTO A 3 TELAS)
1 tela	147.7 g	94.78 %
2 telas	188.2 g	52.86%
3 telas	287.7 g	100%

4.3.4 Resistencia a la Flexión tela fibra de vidrio de 792 g/m² Unidireccional Embebida de Resina Viniléster. Los resultados del ensayo de Flexión de 2 telas de fibra de vidrio unidireccional embebida de viniléster se presentan a continuación:

Resistencia de Fluencia:

$$S_{yp} = \frac{F_{yp}}{A_o} = \frac{4217.367 N}{105mm^2} = 40.165 N/mm^2$$

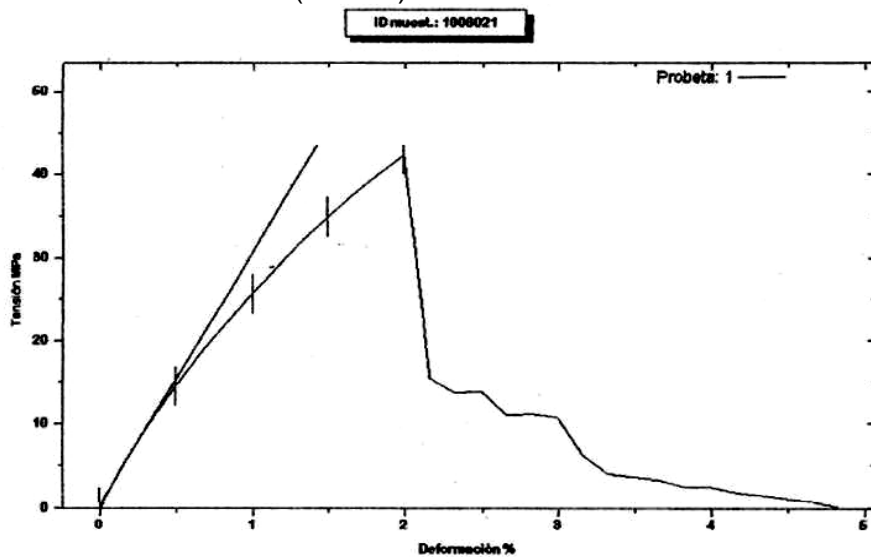
Resistencia a la tracción:

$$S_{ult} = \frac{F_{max}}{A_o} = \frac{4217.367 N}{105mm^2} = 40.165 N/mm^2$$

En la Figura 47 se muestra el esfuerzo (MPa) vs deformación (%) fibra de vidrio unidireccional embebida de resina viniléster (2 telas)

Pero analizando las probetas después de rotas, es posible medir dos parámetros: El alargamiento final L_f y el área final A_f .

Figura 47. Esfuerzo (MPa) vs deformación (%) fibra de vidrio unidireccional embebida de resina viniléster (2 telas)



Estos parámetros se expresan como porcentaje de reducción de área %RA y porcentaje de alargamiento entre marcas %DL:

$$\%RA = \frac{A_o - A_f}{A_o} * 100 = \frac{3.75mm^2}{105mm^2} \% = 3.57\%$$

$$\%DL = \frac{L_o - L_f}{L_o} * 100 = \frac{8.549mm}{50mm} * 100 = 16.918\%$$

Con estos parámetros se puede definir la ductilidad del material (que es la capacidad para fluir). La fragilidad se define como la negación de la ductilidad. Un material poco dúctil es frágil.

Se encontró un módulo de elasticidad de 290.696 N/mm². Como $\sigma = E \cdot \varepsilon$ se puede obtener la deformación correspondiente al módulo de elasticidad.

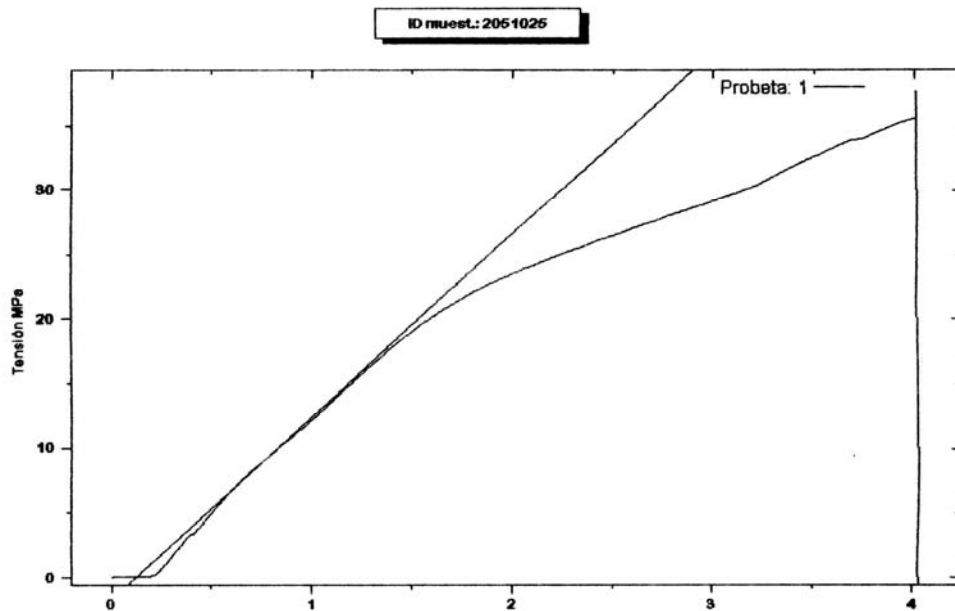
$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E}$$

$$\varepsilon = \frac{40.165 \text{ N/mm}^2}{290.696 \text{ N/mm}^2}$$

$$\varepsilon = 0.13817$$

Para tres telas los resultados fueron los siguientes (ver Figura 48)

Figura 48. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación (%) fibra de vidrio unidireccional embebida de resina viniléster (3 telas)



Área de la sección = 155.5 mm².
 Deformación Carga Última 4%
 Deformación en Punto de Rotura 4%
 Deformación Carga Máxima 4%
 Módulo de elasticidad 1416.394 MPa
 Tensión Carga Última 35.711 MPa
 Fuerza de Rotura 5622.75 N

En la Tabla 10 aparecen las relaciones de peso y número de telas de las placas utilizadas para obtener las probetas.

Tabla 10. Peso de las placas obtenidas en el molde de madera, Resina viniléster. (17.5cm x 18.5 cm)

NUMERO DE TELAS	PESO EN GRAMOS		% EN PESO (CON RESPECTO A 3 TELAS)
1 tela	185	gr	71.72%
2 telas	223.7	gr	42.02%
3 telas	317.7	gr	100%

4.3.5 Resistencia a la Flexión del Compuesto Tipo Sándwich Embebido de Resina Epóxica. La forma de distribución de las telas y el Divinacell H-60 utilizado se muestra en forma grafica en las Figura 26, Figura 27y Figura 28 Los resultados de los ensayos de Resistencia a la Flexión del Compuesto Tipo Sándwich Embebido de Resina Epóxica aparecen en las figura 49, Figura 50, Figura 51 y Figura 52.

Se puede afirmar con base a cálculos realizados de resistencia mecánica sobre el esfuerzo máximo alcanzado por el material, que este varía de acuerdo a sus dimensiones (ancho y profundidad) que se obtienen después de un proceso de mecanizado (corte y pulido), se logra comprobar la sensibilidad en las medidas con el resultado del ensayo cuando se reemplaza el valor del área de la probeta, de unas respecto a otras con tan solo centésimas de milímetro de diferencia, se pueden obtener mayores o menores esfuerzos máximos alcanzados de acuerdo al área de la probeta, por tal motivo la tolerancia según norma ASTM D790-07 es de +/- 0.025 milímetros, requerimiento que es casi imposible a cabalidad, dadas las variaciones de las dimensiones que se presentaron al maquinar las probetas definitivas.

Tabla 11. Propiedades a flexión de compuesto tipo sándwich embebido en resina epoxica y vinilester (Probeta halterio)

COMPUESTO TIPO SANDWICH	MODULO ELASTICO A FLEXION	CARGA MAXIMA A FLEXION	CONDICIONES DE ENSAYO
*EPOX3T	1469.740 MPa	48.246 MPa	1.5mm/min
EPOX3T	1311.326 MPa	46.031 MPa	1.5mm/min
EPOX2T	1320.02 MPa	33.537 MPa	1.5mm/min
EPOX2T	1493.40 MPa	36.756 MPa	1.5mm/min
EPOX1T	1428.715 MPa	34.526 MPa	1.5mm/min
EPOX1T	1604.875 MPa	26.205 MPa	1.5mm/min
*VINI 3T	1465.793 MPa	47.787 MPa	1.5mm/min
VINI 3T	1487.701 MPa	56.579 MPa	1.5mm/min
VINI 2T	1381.976 MPa	36.476 MPa	1.5mm/min
VINI2T	1277.235 MPa	43.757 MPa	1.5mm/min
VINI 1T	726.147 MPa	18.625 MPa	1.5mm/min
VINI 1T	1169.450 MPa	24.616 MPa	1.5mm/min

Figura 49: Esfuerzo (MPa) Vs Deformación compuesto tipo sándwich embebido en resina epóxica 3 telas (Probeta halterio)

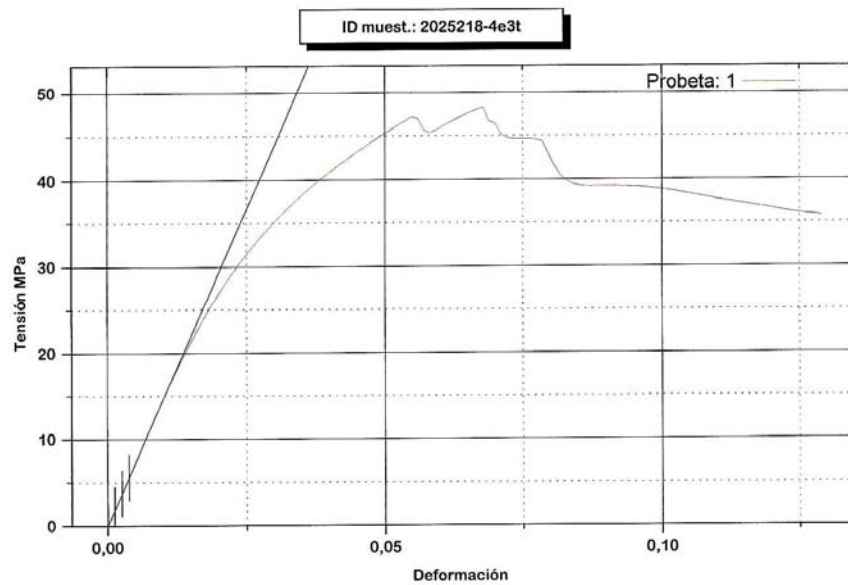


Figura 50: Esfuerzo (MPa) vs. Deformación compuesto tipo sándwich embebido en resina epóxica 2 telas (Probeta halterio)

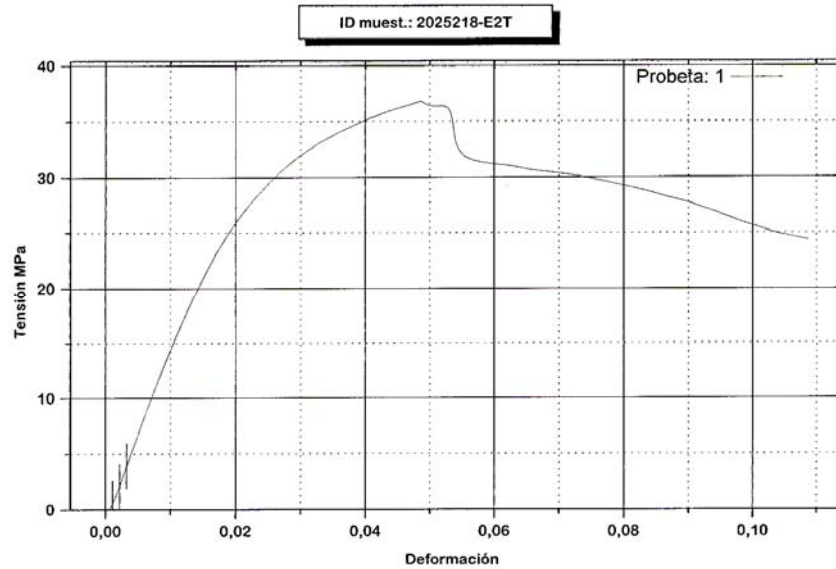


Figura 51. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación compuesto tipo sándwich embebido en resina epóxica 1 tela (Probeta halterio)

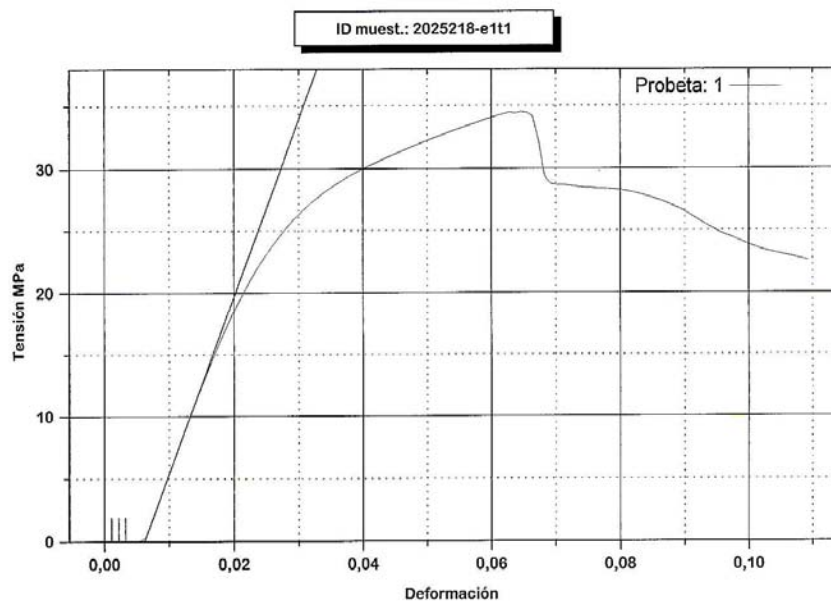
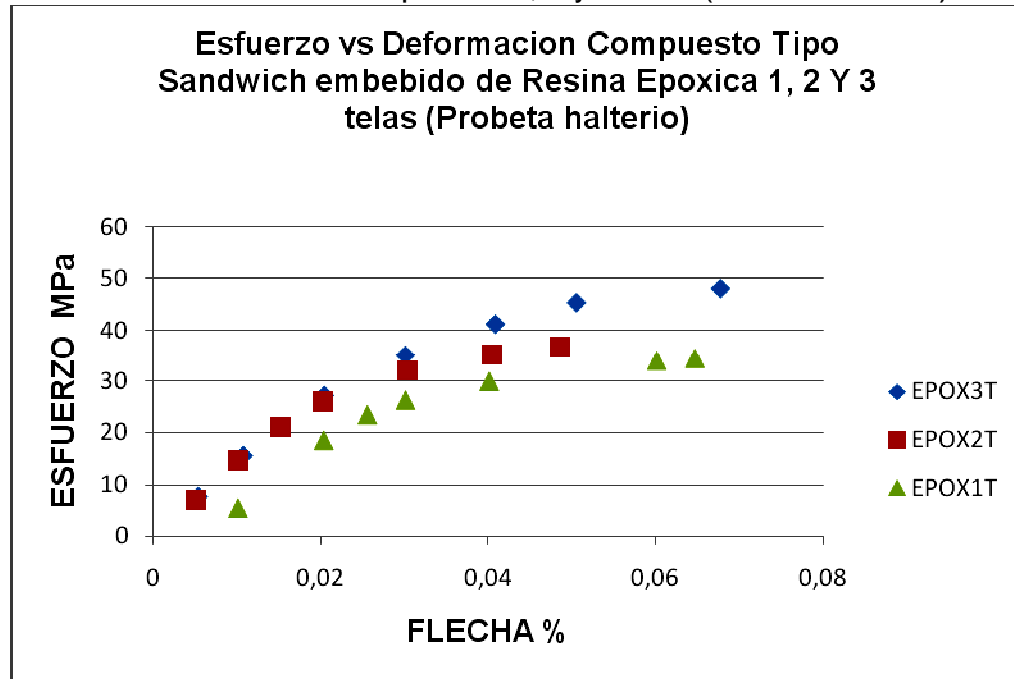


Figura 52. Comparación de los datos más representativos compuesto tipo sándwich embebido en Resina Epóxica 1, 2 y 3 telas (Probeta halterio)



4.3.6 Resistencia a la Flexión del Compuesto Tipo Sándwich Embebido de Resina Viniléster Heltron 922, probeta halterio. Los resultados del ensayo de Flexión del compuesto tipo sándwich embebido en resina viniléster (Probeta halterio) se aprecian a continuación en la Tabla 12, y el resultado de laboratorio de la máquina universal de ensayos INSTRON en la Figura 53, Figura 54y Figura 55

Al comparar este ensayo se observa las pequeñas diferencias de carga máxima obtenidas a flexión entre las probetas.

Ahora al comparar los resultados de las resinas epóxicas y viniléster de las mismas características; por ejemplo Epóxica 3 Telas – Viniléster 3 Telas, da como resultado mayor resistencia en la resina viniléster 3 Telas, de forma similar al comparar el resto de telas por lo anterior se puede decir que es mejor la viniléster, ojo hay que tener en cuenta que no se aplicó vacío y las resinas epóxicas presentan mayor tendencia a la formación de poros de gas atrapado (ver Figura 56).

Tabla 12. Propiedades A Flexión De Compuesto Tipo Sándwich Embebido En Resina Epóxica Y Viniléster (Probeta halterio)

TIPO	MODULO ELASTICO A FLEXION	CARGA MAXIMA A FLEXION	CONDICIONES DE ENSAYO
COMPVINI 3T	1,580GPa	42.737, MPa	2.5mm/min
COMP VINI 2T	2,223GPa	53.595,0.03546MPa	2.5mm/min
COMP VINI 1T	3,213GPa	58.87,0.047523MPa	2.5mm/min
COMP EPOX3T	2,879GPa	52.389,0.051447MPa	2.5mm/min
COMP EPOX2T	1,727GPa	24.509,0.023822MPa	2.5mm/min
COMP EPOX1T	1.549GPa	34.864,0.030074MPa	2.5mm/min
COMP EPOX1T	1,691GPa	36.199,0.38729MPa	2.5mm/min
COMP EPOX1T	1,020GPa	38.577,0.09352MPa	2.5mm/min

Figura 53 Esfuerzo (MPa) vs. Deformación compuesto tipo sándwich embebido en resina viniléster 3 telas (Probeta halterio).

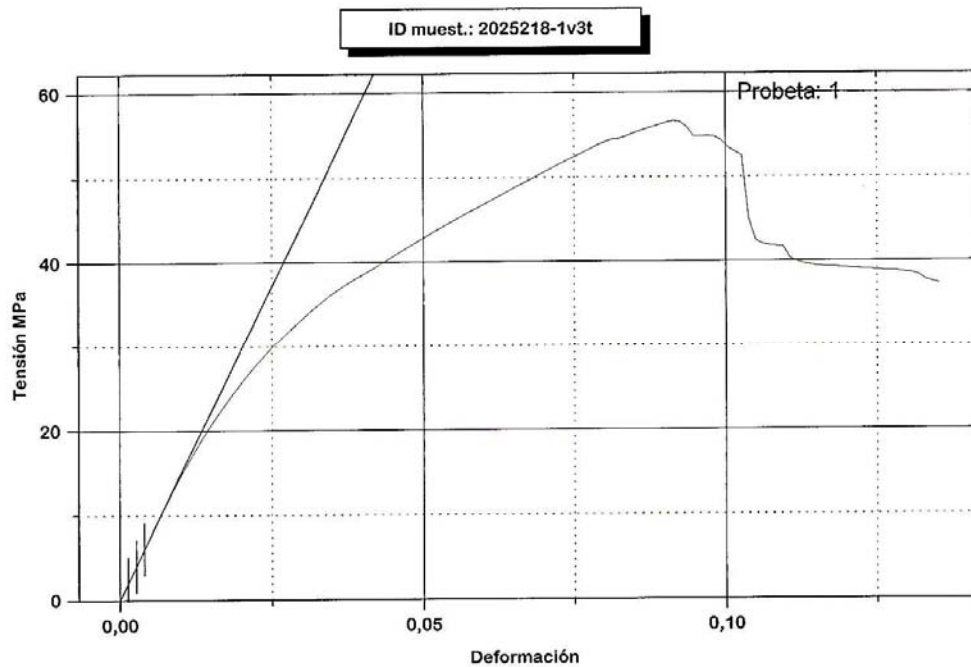


Figura 54: Esfuerzo (MPa) vs. Deformación compuesto tipo sándwich embebido en resina viniléster 2 telas (Probeta halterio)

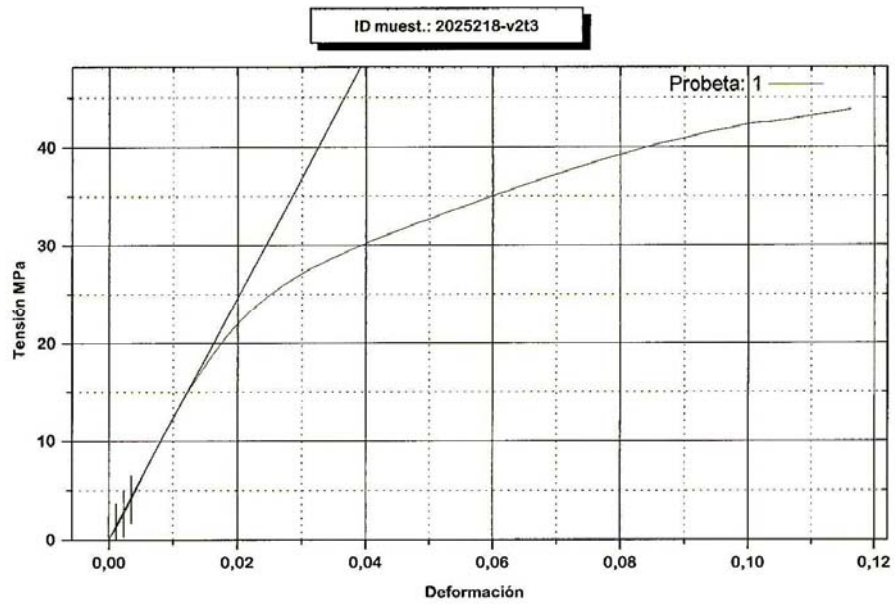


Figura 55. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación compuesto tipo sándwich embebido en resina viniléster 1 telas (Probeta halterio).

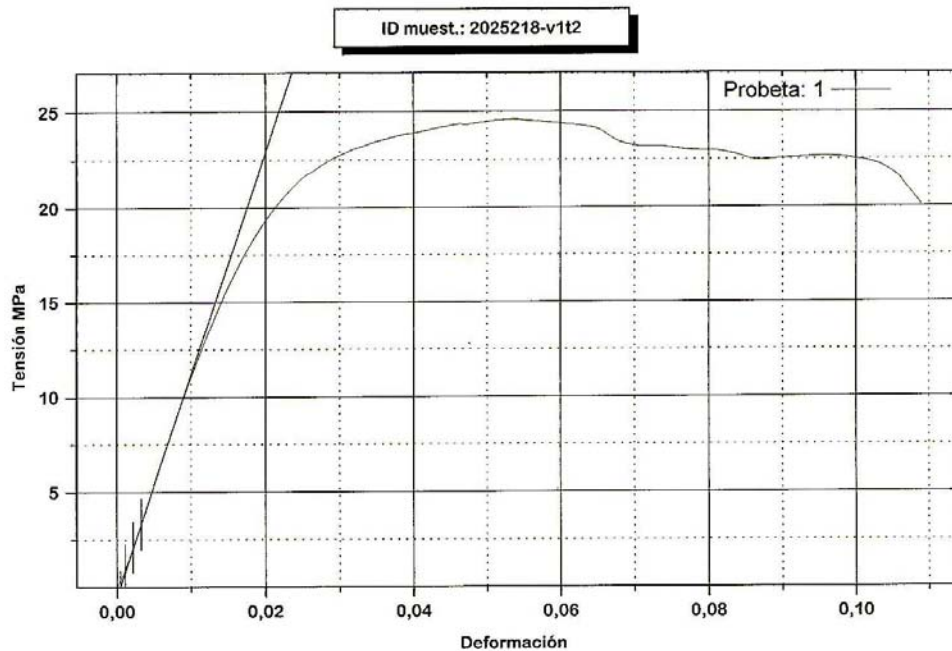
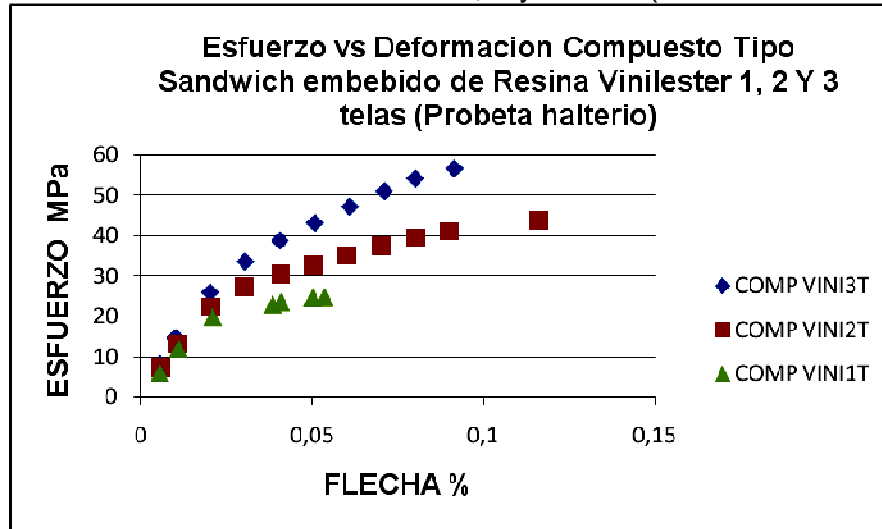


Figura 56. Comparación de los datos mas representativos compuesto tipo sándwich embebido en Resina Viniléster 1, 2 y 3 telas (Probeta halterio)



4.3.7. Resistencia a la Flexión del Compuesto Tipo Sándwich Embebido de Resina Viniléster Heltron 922 y Resina Epóxica, probeta rectangular. Los resultados del ensayo de Flexión del compuesto tipo sándwich embebido en resina viniléster (Probeta Rectangular) se aprecian a continuación en la Tabla 13, y el resultado de laboratorio de la máquina universal de ensayos INSTRON en la Figura 57 , Figura 58 y Figura 59; en la Figura 60 aparece la comparación de los resultados.

Tabla 13. Propiedades a flexión de compuesto tipo sándwich embebido en resina epóxica y viniléster (probeta rectangular)

TIPO	MODULO ELASTICO A FLEXION	CARGA MAXIMA A FLEXION	CONDICIONES DE ENSAYO
COMPVINI 3T	1,580GPa	42.737, MPa	2.5mm/min
COMP VINI 2T	2,223GPa	53.595,0.03546MPa	2.5mm/min
COMP VINI 1T	3,213GPa	58.87,0.047523MPa	2.5mm/min
COMP EPOX3T	2,879GPa	52.389,0.051447MPa	2.5mm/min
COMP EPOX2T	1,727GPa	24.509,0.023822MPa	2.5mm/min
COMP EPOX1T	1.549GPa	34.864,0.030074MPa	2.5mm/min
COMP EPOX1T	1,691GPa	36.199,0.38729MPa	2.5mm/min
COMP EPOX1T	1,020GPa	38.577,0.09352MPa	2.5mm/min

Figura 57. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación (%) compuesto tipo sándwich compuesto embebido en Resina Viniléster 3 telas (Probeta Rectangular)

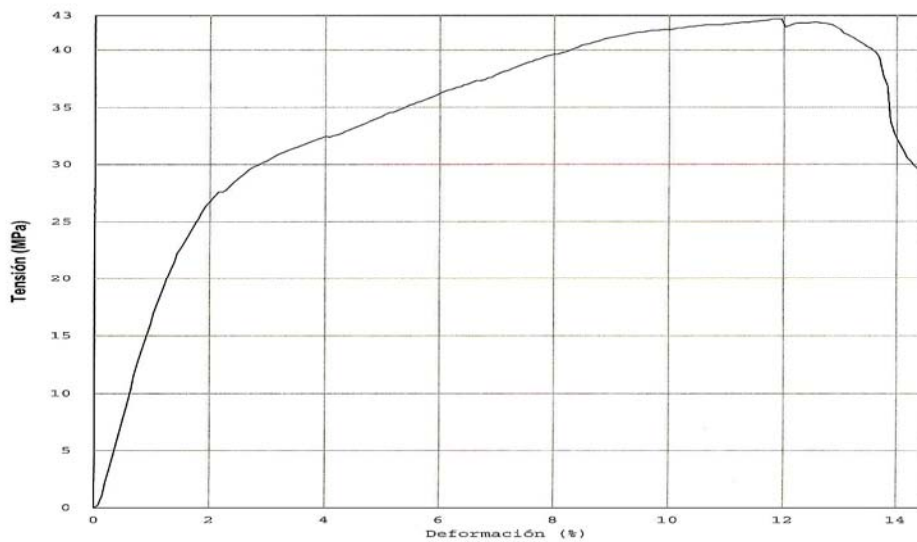


Figura 58. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación (%) compuesto tipo sándwich compuesto embebido en Resina Viniléster 2 telas (Probeta Rectangular)

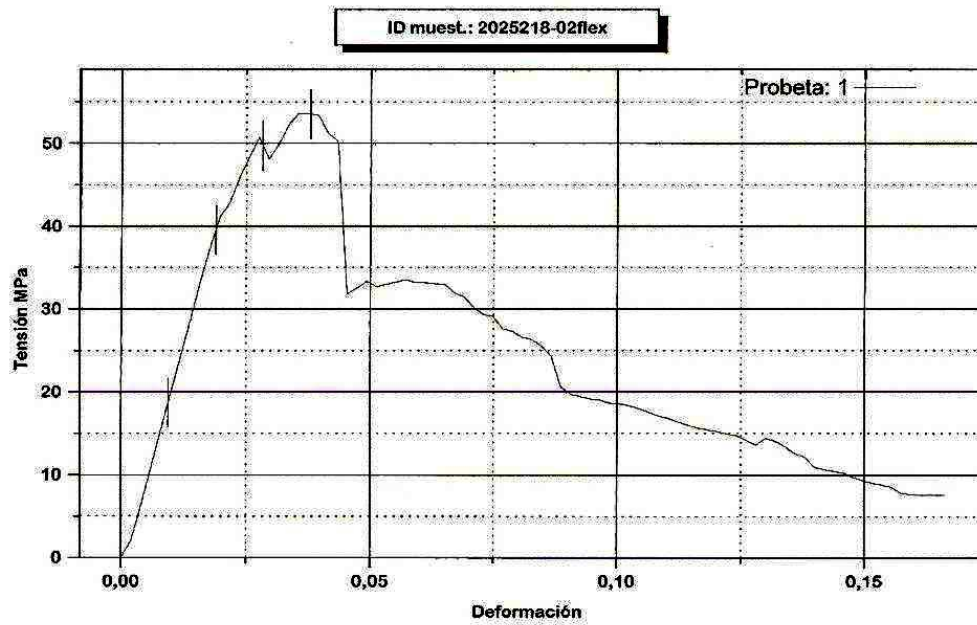


Figura 59. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación (%) compuesto tipo sándwich compuesto embebido en Resina Viniléster 1 tela

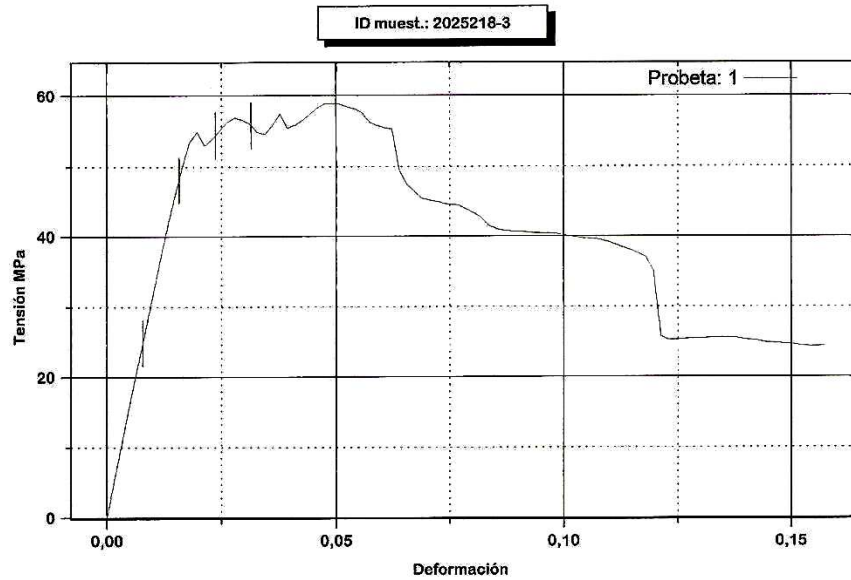
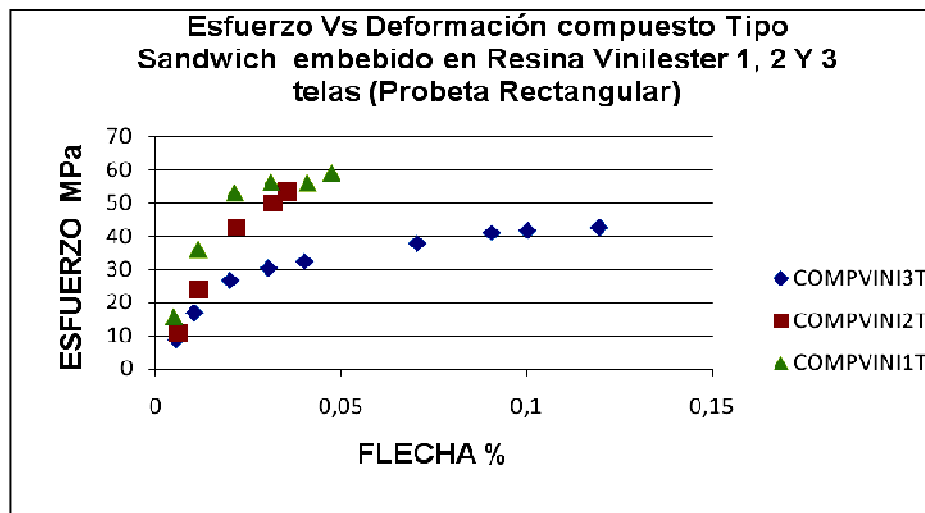


Figura 60. Comparación de los datos más representativos compuesto tipo sándwich embebido en Resina Viniléster 1, 2 y 3 telas (Probeta Rectangular).



Los resultados del ensayo de Flexión del compuesto tipo sándwich embebido en resina epóxica (Probeta Rectangular) se aprecian a continuación en la Tabla 13, y el resultado de laboratorio de la máquina universal de ensayos INSTRON en lasFigura 61, Figura 62 y Figura 63; en la Figura 64 aparece la comparación de los resultados.

Figura 61. Esfuerzo (MPa) Vs Deformación (%) compuesto tipo sándwich compuesto embebido en Resina Epóxica 3 telas (Probeta Rectangular)

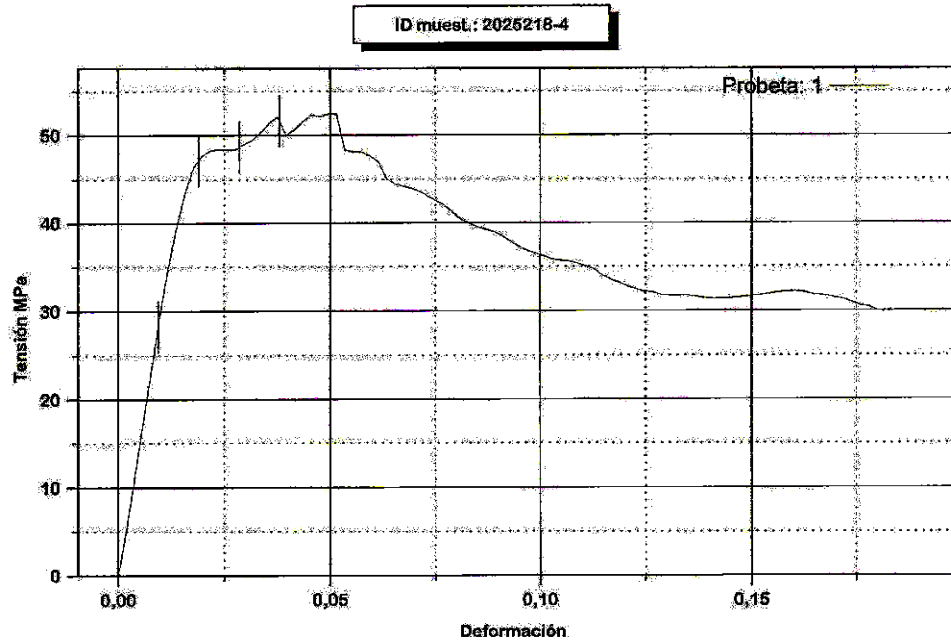


Figura 62. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación (%) compuesto tipo sándwich compuesto embebido en Resina Epóxica 2 telas (Probeta Rectangular).

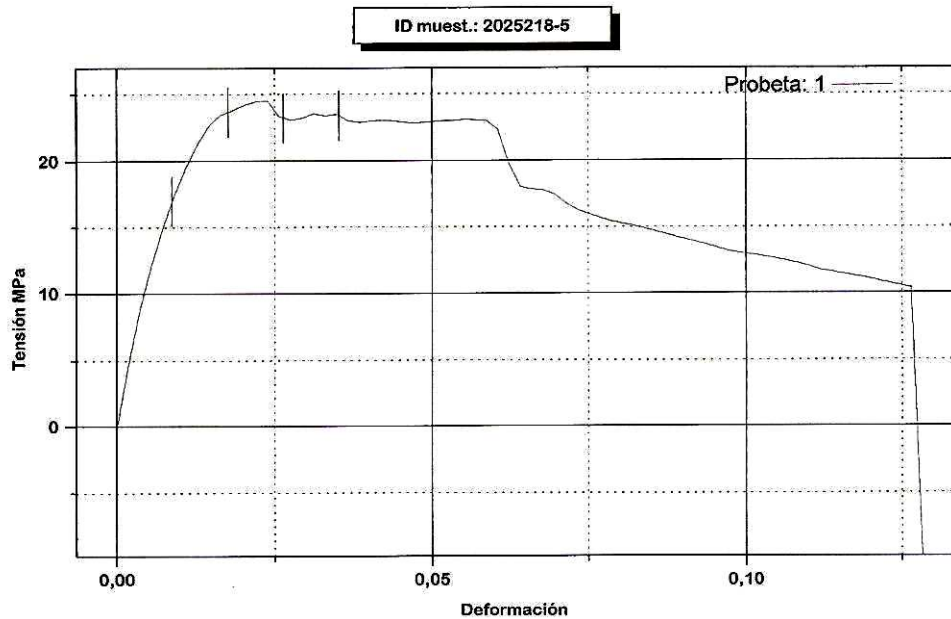


Figura 63. Esfuerzo (MPa) vs. Deformación (%) compuesto tipo sándwich compuesto embebido en Resina Epóxica 1 telas (Probeta Rectangular)

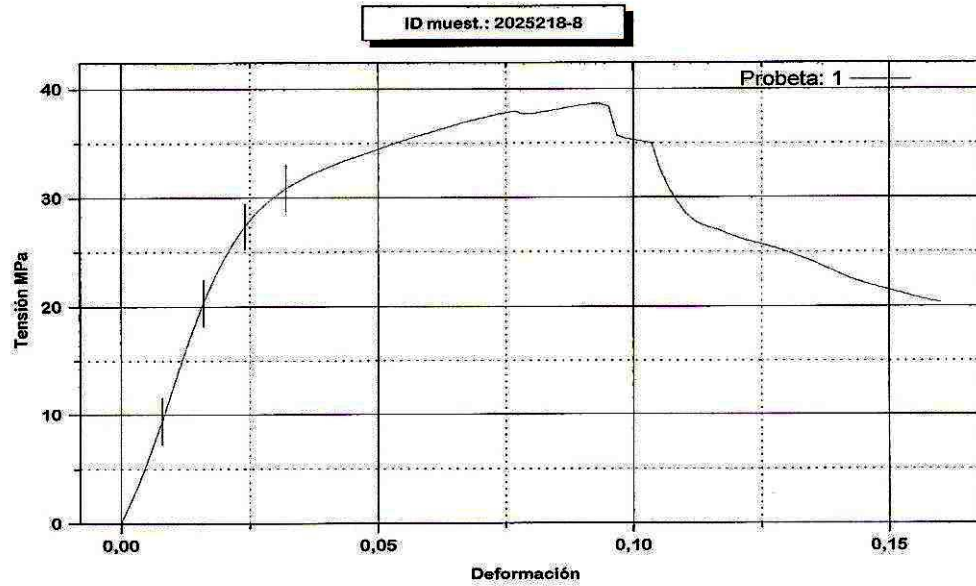
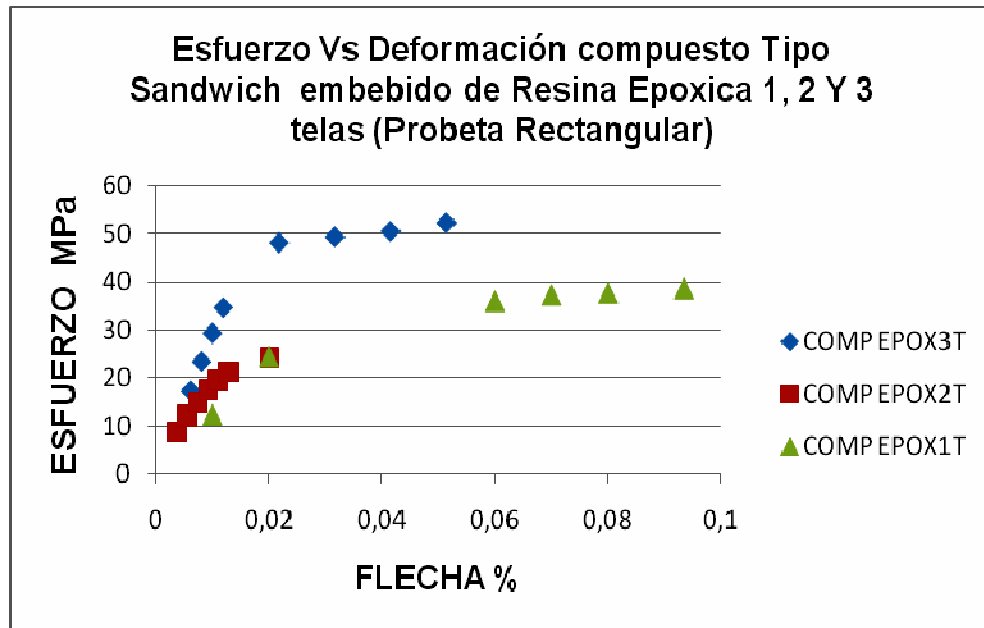


Figura 64. Comparación de los datos más representativos compuesto tipo sándwich embebido en Resina Epóxica 1, 2 y 3 telas (Probeta Rectangular)



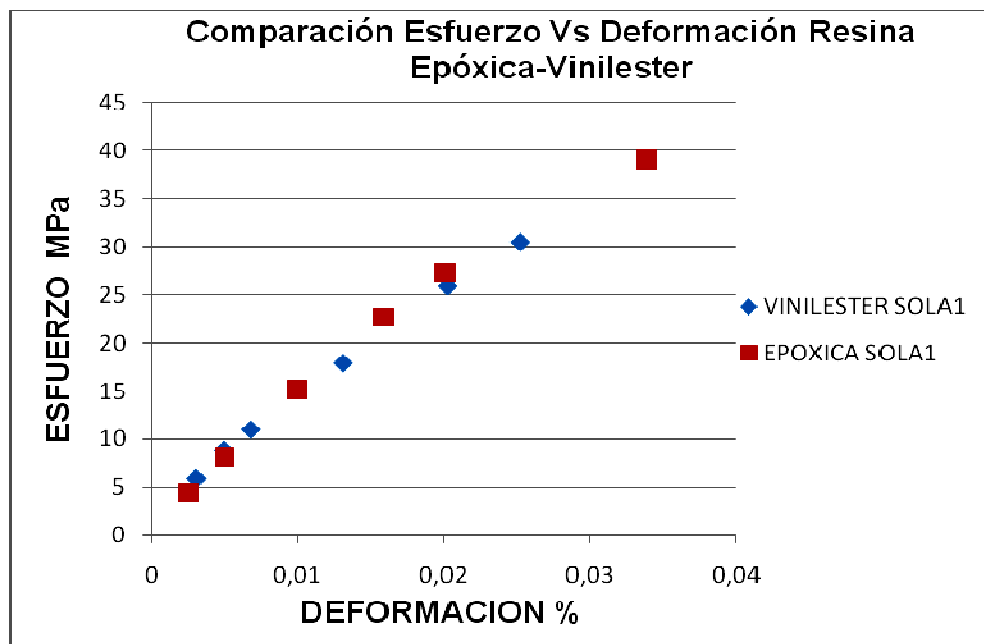
4.3.8 Resistencia a Tracción Resina Viniléster y Epóxica Solas. Los resultados del ensayo de tracción de resina epóxica y viniléster se aprecian en la Tabla 14.

Tabla 14. Propiedades a tracción de resina epóxica y viniléster.

TIPO	MODULO DE ELASTICIDAD	CARGA MAXIMA A TRACCION	TENACIDAD
RESINA EPOXICA SOLA	1.863 GPa	39.05 MPa	0.8023 MPa
RESINA VINILESTER SOLA	2.231 GPa	31.67 MPa	0.3932 MPa

Según los resultados obtenidos, con todos los datos y graficas, se valora que la resina epóxica sin carga en comparación con la resina viniléster sin carga, logra mejores propiedades mecánicas, por este motivo en el desarrollo del proyecto, se profundiza mas en realizar pruebas, y caracterizar las probetas embebidas en resina epóxica, tanto a tracción como a flexión (ver Figura 65).

Figura 65. Comparación Esfuerzo Vs Deformación Resina epóxica (sin carga)

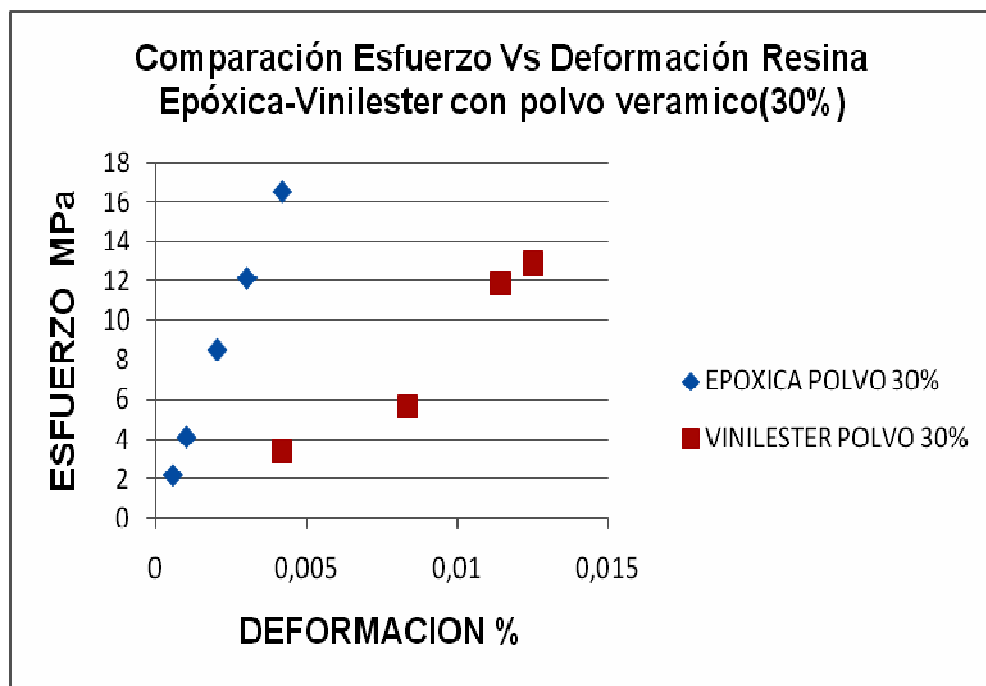


4.3.9 Resistencia a Tracción Resina Viniléster y Epóxica cargada con polvo cerámico 30%. Los resultados del ensayo de tracción de resina epóxica y viniléster con polvo cerámico con una relación de 70% de resina y 30% de polvo cerámico se aprecian a continuación en la Tabla 15 y en la Figura 66.

Tabla 15. Propiedades a tracción de resina epóxica y viniléster

TIPO	MODULO DE ELASTICIDAD	CARGA MAXIMA A TRACCION	TENACIDAD
RESINA EPOXICA CON CARGA 30%	6.705 GPa	16.51 Mpa	0.0384 Mpa
RESINA VINILESTER SOLA CON CARGA 30%	0.2558 Gpa	12.94 Mpa	0.0618 Mpa

Figura 66. Comparación Esfuerzo Vs Deformación Resina epóxica y vinilester con polvo cerámico 30%



Se puede observar que la resina epóxica tiene mayor resistencia a tracción que la resina viniléster, y además una gran diferencia del modulo de elasticidad, para la resina epóxica su modulo de elasticidad se incremento, por lo tanto aumento la rigidez en la resina, y al contrario en la resina viniléster ocurrió una notable disminución del modulo, pero se debe más a una falla en el ensayo, que el efecto contrario que pueda ocasionar la carga, porque la resina viniléster sin carga presento un modulo de elasticidad normal, un poco mayor que el modulo de la resina epóxica (ver Tabla 16).

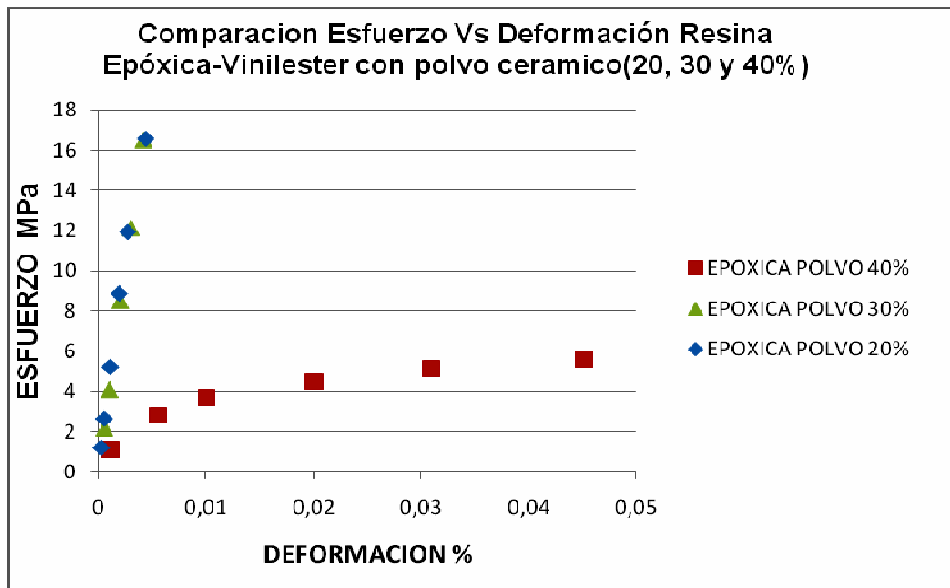
Tabla 16. Propiedades a tracción de resina epóxica 20, 30 y 40%

TIPO	MODULO DE ELASTICIDAD	CARGA MAXIMA A TRACCION	TENACIDAD
RESINA EPOXICA CON CARGA 40%	2,029 GPa	5,619 MPa	0,2274 MPa
RESINA EPOXICA CON CARGA 30%	6,705 ,GPa	16,51 ,MPa	0,0384 MPa
RESINA EPOXICA CON CARGA 20%	5,176 GPa	16,56 MPa	0,0374 MPa

En la Figura 67 se muestra una comparación de los resultados de la resistencia a tracción de la resina epóxica con las diferentes cargas, donde se presenta una significativa reducción de la resistencia a tracción de la resina cargada al 40%, se deduce claramente que a medida que se reduce la carga aumenta la resistencia a atracción, las resinas cargadas al 20 y 30% poseen aceptables buenas propiedades mecánicas, en relación con el 40% de carga,

Desde un enfoque económico se puede usar el polvo cerámico para reducir el costo utilizando menos resina por proceso; el uso de esta clase de minerales de carga brinda beneficios positivos como alargar el tiempo de gel, bajar la exotérmica de la resina, reducir la contracción, y en algunos casos aumentar la resistencia mecánica pero, según lo experimentado la resistencia a tracción es muy pobre cuando se le adicionan estas cargas.

Figura 67. Esfuerzo vs. Deformación Resina epóxica con polvo cerámico 20, 30 y 40%



Otra consideración que se debe tener en cuenta es que un mal mezclado de las cargas conlleva a formación de “grumos” en la resina, estos “grumos” son puntos débiles en el material dado que en ellos hay alta concentración de esfuerzos que favorecen la propagación de grietas.

La resina viniléster con todos sus elementos tiene una mejor resistencia mecánica que la resina epóxica, aunque no es mucha la diferencia en el esfuerzo ultimo de fluencia esto debido que en condiciones controladas y especiales como curado al vacío y un postcurado la resistencia de estas resinas aumentan y la diferencia de su comportamiento a flexión se hace notable. En el caso de la epóxica se evidenciaba que después de agregarle el endurecedor en condiciones normales y después de un mezclado lento o rápido, se empezaban a formar burbujas las cuales debían de ser evacuadas haciéndole un vibrado al molde para que estas salieran a la superficie, de esta forma se podía evaluar eficazmente su resistencia mecánica, ya que cuando se está laminando sobre la espuma, las burbujas son eliminadas mediante un rodillo; pero vale la pena afirmar que no es posible quitar todas las burbujas, esta fue una de las mayores complicaciones al trabajar con resina epóxica, para los ensayos realizados y de acuerdo a los resultados, esta es la razón por la cual la resistencia mecánica de la resina epoxica dio significativamente menor.

En el proceso de fabricación de un avión muchas veces no se hace un curado al vacío y mucho menos un postcurado, la resina epóxica tiene un alto modulo de Young comparada con viniléster lo cual implica que las epóxicas poseen mayor rigidez. Se debe considerar que la resina viniléster es tixotrópica en cambio la resina epóxica para este proyecto no lo es, lo cual se debe de tener especial cuidado para evitar que fluya cuando se trabaja en el fuselaje y existan lugares en las cuales halla una falta de resina.

5 MANUAL DE PROCEDIMIENTO PARA LA FABRICACIÓN DEL FUSELAJE Y PLANOS DEL X01-FAC

De forma general, el proceso de moldeo de un material compuesto consta de cuatro fases, que pueden ser simultáneas o separadas en función del o los procedimientos que se elijan:

- Impregnación de los materiales de refuerzo por la resina, que corresponde a la constitución de un material compuesto, el cual debe estar exento de inclusiones de aire.

- Conformación de dicho material compuesto a las formas y dimensiones deseadas, con la ayuda de un molde y los elementos de aplicación.

- Gelificación y curado del material compuesto

- Desmoldeo de la pieza final.

Estas cuatro fases pueden realizarse según diferentes procedimientos, cuya elección se efectúa en función de las formas, dimensiones, características mecánicas que se desean obtener, series de fabricación, etc.

Para construir las piezas en Fibra de vidrio, previamente, se tiene que tener una pieza original, o "MODELO" de la que se sacará un molde. En la mayoría de los casos, por las formas de la pieza, el molde deberá tener varias piezas o "dados", para que de ésta forma pueda desmoldarse sin "engancharse al modelo original". Para el caso del fuselaje del avión X01-FAC el molde esta construido en dos partes como se aprecia en la figura 68, lo mismo para el caso de cada uno de los planos (Figura 69), superficies estabilizadoras (Figura 70 y Figura 71) y canard (Figura 72).

Figura 68. Molde del fuselaje del avión X01-FAC.



Figura 69. Molde del ala o plano derecho y plano izquierdo del avión X01-FAC.



Figura 70. Molde del estabilizador vertical del avión X01-FAC ya configurado sobre el molde del fuselaje.



Figura 71. Molde del estabilizador horizontal del avión X01-FAC.



Figura 72. Molde del canard del avión X01-FAC.



A continuación se presenta a grosso modo algunos de los rasgos más importantes del procedimiento de fabricación y moldeo en fibra de vidrio que se debe seguir para la construcción de los planos y el fuselaje.

5.3 MEDIDAS DE SEGURIDAD

Es necesario tomar medidas de protección tanto para que los operarios no se hagan daño como para que el trabajo les sea más cómodo.

Para el caso, las medidas mínimas son:

- Trabajar en un lugar cuanto más ventilado mejor y adecuadamente iluminado.
- Usar mascarilla.
- Guantes.
- Gafas protectoras.

Es importante tener en cuenta que se provoca una reacción química que la cual va a desprender gases nocivos los cuales son además un tanto desagradables, por lo cual es importante realizar el trabajo en un lugar bien ventilado y utilizar la debida protección respiratoria (mascarilla). Además, la tela de fibra de vidrio puede

provocar reacciones alérgicas en la piel especialmente molestas, por lo cual debe ser manipulada con precaución y utilizando guantes, gafas y ropa adecuada.

Una vez el modelo este listo desmoldar con cuidado para no pincharse las manos, la fibra de vidrio al hacer dura es como pequeños alfileres que pinchan y se clavan en cualquier sitio y duelen mucho, igual cuidado se debe tener al manipular los moldes.

Evite las atmósferas explosivas tanto para los lugares de almacenamiento de materias primas, áreas de fabricación, almacén de productos terminados, etc. Se debe considerar que las materias primas son altamente volátiles e inflamables (en especial los vapores de estireno de las resinas viniléster, poliéster y Gel Cotas); así mismo el proceso de fabricación implica una reacción exotérmica desprendimiento de vapores (estireno para las resinas poliestericas) en la polimerización de la resina; es importante tener presente que durante el curado y postcurado se siguen desprendiendo vapores, por esta razón debe existir suficiente ventilación, para evitar la inhalación de estos vapores que pueden tener efectos nocivos para la salud. Se debe contar con un extintor tipo ABC.

5.4 MATERIALES

Los materiales que necesitará hacer esta aplicación son los siguientes:

- Tela de fibra de vidrio unidireccional.
- Tela de fibra de vidrio E bidireccional (volan) 350 g.
- Divinichel (espuma de PVC).
- Resina epóxica o viniléster y su respectivo catalizador.
- Recipientes para mezclar la resina.
- Lijas 80 a 240.
- Cinta para enmascarar.

- Cuchillo o bisturí.
- Tijeras.
- Brochas pequeñas (1 a 3 pulgadas).
- Rodillos para asentar la fibra.
- Espátulas.
- Plástico laminado tipo formica.
- Balanza.
- Vasos medidores, goteros.
- Cera desmoldante (Neutra o especial para desmoldar piezas de Fibra de Vidrio, Cera carnauba u otro desmoldante)
- Película separadora (Alcohol Polivinílico) y Esponja para la aplicación de la película.
- Trapos limpios y secos.
- Compresor de aire.
- Equipo generador de vacío.
- Pistola para resina.
- Sistema de medición de la temperatura.

➤ Moldes para la obtención de probetas de verificación.

5.5 PROCEDIMIENTO DE FABRICACIÓN.

Las personas involucradas en la fabricación de los componentes deben conocer los materiales con los que están fabricados para su correcta técnica para realizar las aplicaciones.

El procedimiento que se debe seguir para la fabricación de los diferentes componentes (planos, fuselaje, etc.) es el siguiente:

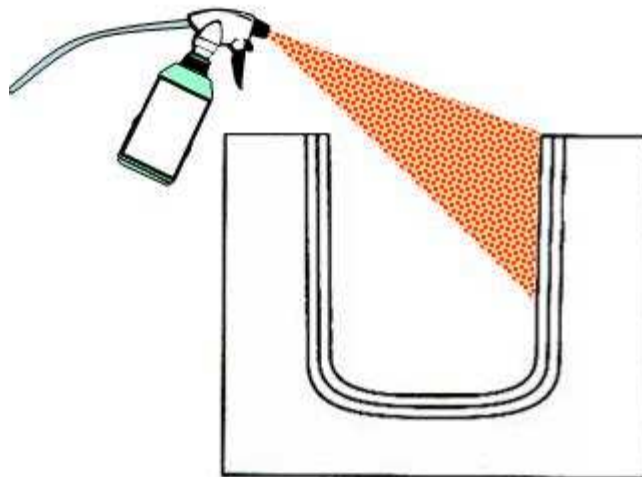
- 1. Coloque el bote sobre soportes los moldes a utilizar con la cavidad hacia arriba.
- 2. Verifique que el área este seca y limpia de lo contrario limpie y seque por completo.
- 3. Limpie la superficie y elimine los residuos de trabajos anteriores.
- 4. Verifique el estado de los moldes y si hay que realizar alguna reparación realícela antes de empezar el procedimiento constructivo.
- 5. Una vez verificado el estado del molde proceda a aplicar el desmoldeante, normalmente si se aplica cera carnauba es recomendable utilizar de cuatro (4) a siete (7) capas, de forma manual aplicando la cera y dejándola secar unos minutos para después brillarla pasando tres (3) o cuatro (4) trapos diferentes para brillar la cera entre cada capa, posteriormente se le aplica una (1) a tres (3) capas de cera líquida brillándola con el mismo procedimiento anterior. En elementos complicados se recomienda aplicar una capa de alcohol polivinílico después de las capas de cera.
- 6. Cortar la fibra de acuerdo al tamaño del molde y a la inclinación que esta deba tener según el diseño (orientación de la fibra) y el cálculo de esfuerzos. Se debe cortar el número de capas a utilizar y organizarla de acuerdo a su ubicación en la pieza final.

- 7. Cortar los tramos de Divinigel de acuerdo al diseño, teniendo en cuenta la ubicación de puntos duros, elementos estructurales y de refuerzo.

- 8. Prepare la resina de superficie (Gel Coat) acuerdo al tiempo de gel requerido para la aplicación. El recipiente para la preparación de la resina debe estar limpio y seco. Normalmente las resinas de superficie de tipo poliéster o viniléster preaceleradas se catalizan entre un uno por ciento aun dos por ciento (1% a 2%) de Metil Etil Cetona Peroxido (PMEC) con respecto al porcentaje de resina. Las resinas epoxicas entre un diez por ciento aun veinte por ciento (10% a 20%) del porcentaje de resina.

- 9. Aplique la resina de superficie (Gel Coat) de forma homogénea con las espátulas y las brochas, esta resina también se puede aplicar con pistola (ver Figura 73) con la cual se obtiene una distribución de la capa de espesor más homogénea. Generalmente la primera capa debe tener aproximadamente un espesor de 0,10 a 0,15 mm, el espesor final no debe sobre pasar los 0,5 mm. Espesores mayores de la capa de resina de superficie resultan ser muy quebradizos y pueden generar grietas en la superficie. Aplicaciones muy delgadas pueden arrugarse debido al ataque del estireno de los laminados , en el caso de resinas viniléster. La resina de superpie debe poseer filtro UV. Deje gelar esta capa de resina aproximadamente unos 30 minutos, si este Gel Coat es de base poliesterica, hasta que este latoso (se toca con el dedo la capa se siente tirante pero no se pega al dedo).

Figura 73. Aplicación del Gel Coat sobre la superficie del molde con pistola.



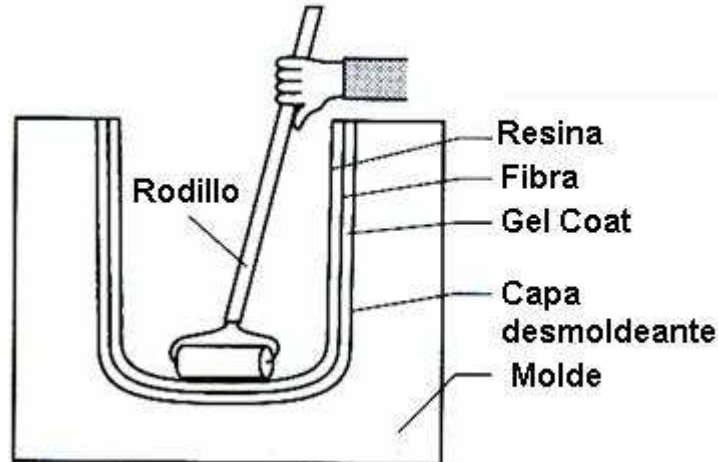
- 10. Lave con tiner las brochas y los diferentes implementos utilizados.

- 11. Cuando la resina este tatosada, prepare resina de acuerdo al espesor de la capa de fibra, tratando de mantener una proporción fibra resina entre 70/30. El recipiente para la preparación de la resina debe estar limpio y seco. Normalmente las resinas tipo viniléster preaceleradas se catalizan entre un uno por ciento aun dos por ciento (1% a 2%) de MEC peroxido con respecto al porcentaje de resina. Las resinas epoxicas entre un diez por ciento aun veinte por ciento (10% a 20%) del porcentaje de resina.

- 12. Aplique una capa de resina en forma homogénea sobre la capa de resina de superficie.

- 13. Coloque la fibra de vidrio o la fibra a utilizar, a medida que se va colocando la fibra esta se debe ir asentando con las brochas y los rodillos (ver Figura 74). Permita que la resina gele dejar pasar aproximadamente unos 10 o 15 minutos entre capa y capa, si esta aplicando resina viniléster, para que seque bien, y agregue tantas capas de fibra como se considere que sea necesario según el diseño pre-establecido del componente. Si es necesario, adicione microesferas para mejorar las propiedades de la resina.

Figura 74. Aplicación de la fibra y la resina y asentamiento en el molde.



- 14. Rellene todas las burbujas e imperfecciones con resina, lo más líquida posible para que penetre profundamente en los defectos y deje gelar.

- 15. Si entre capa y capa la superficie a gelado completamente (perdió la tatosidad) lije cuidadosamente la superficie con una lija gruesa (80 o 150) antes de aplicar una nueva capa.

- 16. Se debe tener cuidado al aplicar la resina y las capas de fibra de vidrio de conservar la curvatura del componente, evitar la formación de aglomeraciones. Compruebe con la vista y con el paso suave de la palma de la mano que su aplicación es relativamente lisa.

- 17. Entre capas para mejorar las condiciones de aplicación y disminuir la porosidad se recomienda aplicar vacío sobre el material compuesto producido.

- 18. Una vez aplicadas las capas de fibra-resina superficiales se procede a aplicar el Divinigel, teniendo presente que este se debe colocar de tal forma que permita adaptarse a la forma del molde, y además que quede con resina de amarre con las capas aplicadas y con las capas interiores. Normalmente se recomienda aplicar vacío después de colocadas la capa de Divinigel.

- 19. en la colocación del Divinigel tener presente la ubicación de los puntos duros, y de los elementos estructurales y de refuerzo.
- 20. Aplicar una capa de resina sobre la superficie del Divinigel.

- 21. Aplicar la resina y las capas que sean necesarias de fibra según el diseño del material compuesto.

- 22. repetir el procedimiento anterior con la contratapa del molde.

- 23. Mediante un procedimiento similar construir los paneles tipo sándwich que constituyen las cuadernas (para el caso del fuselaje) o las costillas (para el caso de las alas o planos).

- 24. Preparar una mezcla de resina con fibra de vidrio picada.

- 25. Colocar las cuadernas o costillas en el molde y aplicar la resina con fibra picada en los puntos de unión, cubrir estos con tela de vidrio volan 325 g/m.

- 26. Dejar gelar.

- 27. Aplicar resina con fibra picada en los lugares correspondientes del contramolde y sellar.
- 28. Dejar gelar y curar las piezas obtenidas.
- 29. Desmoldar las piezas con la ayuda de cuñas de plástico (ver Figura 75).
- 30. Se colocan refuerzos donde sea necesario

Figura 75. Desmoldeo de la pieza usando cuña de plástico.



5.6 PRESENTACIÓN DE LAS PIEZAS.

Una vez extraída la pieza del molde se debe recortar lo que sobra, al aplicar la fibra de vidrio.

Con mucho cuidado, se va recortando dándole la forma de la pieza, no hace falta que lo dejemos perfecto, mas o menos quitar lo que sobra. (Antes)

Para unir varias piezas, una vez se tienen recortadas, se presentan en el montaje, se atornillan en su sitio, cuando se este seguros de que la posición es correcta, se le pega una pequeña tira de fibra de vidrio.

Aquí ya se tiene la pieza, ahora toca masillar y empezar a dejar un acabado adecuado. No es conveniente aplicar mas de un milímetro de la masilla de acabado, de la de relleno si se puede aplicar hasta tres centímetros e incluso mas, pero generalmente no hace falta tanto, a no ser que sea para reconstruir defectos

o fallos grandes, los cuales no son deseables. La masilla a aplicar debe ser catalizada, esta normalmente se mezclan al 2%. Dentro de lo posible se debe aplicar la menor cantidad masillada.

Se debe tener especial cuidado en los lugares donde se acoplan diferentes elementos, si es necesario se deben reforzar.

Cuando se tiene todo bien lijado, es hora de empezar a darle la capa de pintura de imprimación, la imprimación es una base para que la pintura agarre mejor, y también al darle la imprimación se verá mejor los errores de masillado; en este momento toca decidir si dejar así o si requiere perfeccionar un poco pasantes de pintar.

Es importante mencionar que no se debe pintar o barnizar los componentes con pinturas de base de aceite, porque éstas no se adhieren muy bien a las resinas en especial a las resinas epóxicas.

Las manos o pasadas de pintura, van a ser unas horizontales y otras verticales, dejar tiempo entre mano y mano unos 10 minutos, para que seque, y no genere gotas

6 PRESUPUESTO Y FINANCIACION

En la Tabla 17. Tabla de presupuesto, aparece el presupuesto global del proyecto.

Tabla 17. Tabla de presupuesto

RUBROS	VALOR	APORTANTE
Materia prima para la fabricación de alas, fuselaje canar,	\$15.000.000	FAC
Equipos para la fabricación de las alas, el fuselaje, canar	\$2.600.000.00	FAC
Elaboración de pruebas mecánicas para materiales	\$3.000.000.00	FAC Y UAO
Pintura de alas, fuselaje, canar	\$5.000.000.00	FAC
Papelería.	\$600.000.00	FAC y parcialmente pasantes
Consumibles (lijas, espátulas, rodillos, brochas, etc.)	\$200.000.00	FAC
Material Bibliográfico	\$3.000.000.00	FAC y UAO
Visitas fabricantes de aviones	\$2.000.000.00	FAC
TOTAL	\$31.400.000.00	

La totalidad de los costos que se presenten durante el desarrollo del proyecto serán sufragados completamente por la EMAVI.

7 CONCLUSIONES

- Para caracterizar los materiales compuestos de matriz polimérica se procedió a consultar los diferentes tipos de resinas y fibras, siendo seleccionadas la resina viniléster y epóxica y la fibra de vidrio unidireccional (mejores propiedades a flexión, que la bidireccional) dadas sus propiedades mecánicas, ya investigadas y comprobadas, en proyectos anteriormente realizados, igualmente exigidas por la industria aeroespacial, incluyendo su temperatura de utilización de estos compuestos termoestables.
- De acuerdo a la experiencia lograda mediante vivencias reales, en la construcción de moldes para las placas (material tipo sándwich), a mecanizar y obtener las probetas de acuerdo a normas, se trabajo en la adecuación de los moldes del canar, planos y fuselaje la aeronave X01-FAC, donde el trabajo fue 100% practico, se corrigieron imperfecciones que resultaron después del desmolde (curado con resina, y lijado), para dejar una superficie lisa y sin rugosidad para obtener las piezas reales en muy buenas condiciones.
- De acuerdo a normas (ASTM flexión-tracción) Se caracterizaron los materiales a elaborar los planos y fuselaje de la aeronave X01 FAC, obteniendo mejores propiedades mecánicas (Resistencia Máxima, Módulo de Elasticidad) de acuerdo a los resultados de los ensayos de tracción- flexión, la configuración de dos telas tanto a tracción como a flexión, asimismo por que logra una .relación peso/resistencia (resistencia especifica) manteniendo casi iguales propiedades con respecto a la configuración de tres telas, pero logra una reducción en peso de un 50% este fue un factor importante para su selección final.

8 RECOMENDACIONES

- Para la construcción del fuselaje y los planos del X-01FAC se deben trabajar en unas condiciones controladas de humedad y temperatura, puesto que las temperaturas del hangar donde se lleva a cabo el proyecto varía ostensiblemente a tal punto que el proceso de curado de una resina puede variar; así como la cantidad de catalizador a utilizar si se trabaja con una viniléster, además de implementar un sistema de vacío que garantice la eliminación de burbujas sobre todo para la resina epóxica.
- Antes de realizar el proceso de mecanizado (corte y pulido) de las probetas, se debe verificar que en el laboratorio la máquina universal de ensayos existan las mordazas apropiadas para realizar este tipo de ensayos de materiales compuestos tipo sándwich, dada la profundidad (grosor del compuesto) de estas probetas, que le resulta casi imposible aplicar la sujeción adecuada que le hacen las mordazas convencionales a estas probetas a una determinada carga, sin llegar a la terminación del ensayo.
- Se debe trabajar con resinas que no estén a punto de vencer o ya vencidas porque se pierden sus propiedades de curado, debiendo proceder a aumentar la proporción de mezcla catalizador/resina, originando unos picos exotérmicos demasiado altos para resinas epóxicas, ($T = 134^{\circ}\text{C}$) cuando se sobrepasa de la cantidad recomendada (100g de resina x 16 gr catalizador) siendo esta una característica de las resinas viniléster.
- La espuma de PVC es un material con excelentes propiedades mecánicas pero es sumamente costoso ya que es un producto importado, razón valedera para que se inicie un estudio del proceso de fabricación y conformado de dicho componente para empezar a elaborar y comercializar en el país dadas sus prestaciones en la construcción de materiales compuestos aeronáuticos.
- Tener en cuenta de forma muy cuidadosa la aplicación de las normas (ASTM) para la realización de los ensayos de laboratorio, asimismo en lo posible, en la operación de maquinado de los especímenes según normas, elaborarlo en máquinas CNC o cortadoras tipo láser, ya que en el torno, o máquina cortadora normal se castiga las dimensiones de las probetas, (sean en micras), ocasionando variaciones significativas en los resultados de los ensayos a tracción y flexión.

- En la construcción de la pieza real se debe tener especial cuidado cuando se vaya a trabajar con el Divinigel, en el momento de embeberlo de la resina seleccionada, se debe a que el Divinigel está compuesto por cuadrículas y en las separaciones de estas es donde se puede presentar este problema (ver Figura 76).

Figura 76. Problema de falta de penetración de la resina en las uniones del Divinigel.



- Seguir construyendo la Escuela del Conocimiento Aeronáutico en el País impulsado por la Fuerza Aérea Colombiana, con la participación de todas las empresas involucradas en este sector, para intercambiar métodos e ideas en la construcción de aeronaves en materiales compuestos, realizados en Colombia.

BIBLIOGRAFÍA

ARSIÉ, D. D. Los Plásticos Reforzados con Fibras de Vidrio. Buenos Aires: Editorial AmericaLee, 1980. 190 p.

COPER, Gizmo. Materiales Aeronáuticos [en línea]. Caracas: Sandglasspatrol, 2003. [Consultado 06 de febrero de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.see.com>

COURTHEY, T. H. Mechanical Behavior of Materials. Washington D.C: McGraw - Hill, 2000. 380 p.

DRIVER, W. E. Química y Tecnología de los Plásticos. Mexico D.F: Litton Educational Publishing, Inc, 1989. 460 p.

FERNÁNDEZ Pariente, Inés Tecnología de Materiales. [en línea]. Oviedo: Escuela Politécnica de Ingeniería de Gijón, Universidad de Oviedo.2006. [Consultado 18 de abril de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.4thperrus.com/>

HERAKOVICH, C. T. Mechanics of Fibrous Composites. Moscú: John Wiley & Sons, Inc, 1998.450 p.

LACOSTA BERNA, José miguel. Características y ensayos físicos de espumas poliméricas: Ensayos de componentes de materiales compuestos. En: Revista de Plásticos Modernos. Vol. 64, No. 435 (sep. 1992); . p289-296.

MIRAVETE Antonio. Materiales Compuestos. Tomo I. Zaragoza: Ed. Antonio Miravete, 2000 780p.

OÑATE, A. E. Conocimientos del Avión. Madrid: Editorial Palermo, 1996. 496 p.

PORTOCARRERO HERMANN, Julián. Síntesis y Caracterización de Mmc Obtenidos por el Proceso Osprey con Matriz de Aluminio y Reforzamiento de Partículas de Carburos Dobles. Santiago de Cali, 2005. 200 p. Anteproyecto de Tesis Doctoral (Ingeniero Mecánico). Universidad del Valle. Facultad de Ingeniería de Materiales.

SALOMÓN, C. et al. Fibras Utilizadas en la Fabricación de Materiales Compuestos Avanzados. Revista de Plásticos Modernos. Vol. 80. Número 534 (2000). p. 661 – 673

SÁNCHEZ, Antonio Compuestos de Fibra y Materiales Cerámicos. [en línea].Florida: Nuevas Tecnologías en Automoción ,1999 [Consultado 05 de Marzo, 2008]. Disponible en Internet: <http://www.geocities.com/CapeCanaveral/2542/art3.htm>

SUNDARARAJAN, V. Aluminum Composites In Aerospace Applications. [en línea]. Montreal: Concordia. University, 1998. [Consultado 04 de Abril, 2008]. Disponible en Internet: <http://polimeros-industriales-e-industria-aeroespacial>.

Resinas epóxicas [en línea].Sao Paulo: Daniel P. Raymer, 2000. [Consultado 15 de Marzo, 2008]. Disponible por Internet. [http:// www.silaex.com.br/epoxi.htm](http://www.silaex.com.br/epoxi.htm).

Hangar 57: Aviación Deportiva [en línea]. Buenos Aires: Aviación Civil Argentina, 2008 [Consultado 15 de Abril de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.hangar57.com>

Wikipedia: la enciclopedia libre [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006. [Consultado 15 de febrero de 2008]. Disponible en Internet: http://es.wikipedia.org/wiki/Fibra_de_vidrio.

ANEXOS

Anexo A. Formato Ifac (Paper)

PROCEDIMIENTO PARA CONSTRUCCION DE PLANOS Y FUSELAJE DE LA AERONAVE X- 01 FAC

CRISTIAN DAVID ARCINIEGAS ENRIQUEZ

*Universidad Autónoma de occidente,
Valle del Lili Km. 1 vía Jamundi Valle,
Cali, Valle*

Resumen: Este proyecto contiene la metodología de construcción de las piezas reales a partir de moldes del fuselaje y planos del avión experimental en materiales compuestos, de forma que esta información pueda emplearse en las construcciones de aviones de similares características. El avión al cual se hace referencia es el X01-FAC, primer avión diseñado y construido por la Fuerza Aérea Colombia a través del Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica (CITA), ubicado en la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” de la ciudad de Santiago de Cali.

Palabras claves: Moldes, fuselaje, alas, espuma de PVC, materiales compuestos de matriz polimérica, materiales fibroreforzados.

INTRODUCCIÓN

Con el desarrollo de esta pasantía se pretende apoyar con este macro proyecto de la FAC, contribuyendo al desarrollo de la escuela del conocimiento en la construcción de aeronaves en materiales compuestos, dejando lineamientos básicos para futuros estudiantes de ingeniería, en particular en la fabricación de los moldes de los planos y fuselaje y de algunos componentes de la aeronave, además se

realizó la caracterización de los materiales (Materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras) usados para la construcción de las piezas reales de la aeronave X01-FAC.

El reto es impulsar proyectos de este tipo en la EMAVI, estos proyectos a corto plazo transformaran la tecnología aeronáutica existente en el país, ya que ésta necesita estar acorde con el desarrollo tecnológico a nivel mundial, en estos momentos la tendencia en el mundo

es a la utilización de materiales compuestos, es así, como aeronaves tan importantes como el Airbus A380, está construido aproximadamente en un 40% en materiales compuestos y la última aeronave en desarrollo de la Boeing pretende tener aproximadamente el 60% en materiales compuestos, precisamente en ese orden de ideas se pretende mejorar la forma como se lleva a cabo la reconstrucción o reparación de algunas aeronaves, por varios factores, por ejemplo como se realiza el mantenimiento, los costos, materiales, el tiempo,

El Estado colombiano debe apoyar esta clase de proyectos, porque aportaría muchísimos beneficios en el campo de la aviación y un valioso alivio a las arcas de la nación, El propósito como ingeniero mecánico es aprovechar la oportunidad otorgada por la FAC y cumplir con seriedad y responsabilidad los objetivos planteados para que El Estado tenga credibilidad, confianza y continúen apoyando estos grandes proyectos para que tal vez a un futuro mediano, con los alcances logrados seguir trabajando y construyendo un pilar sólido en tecnología aeronáutica Made in Colombia.

1. OBJETIVO

Contribuir al desarrollo de la escuela del conocimiento en la fabricación de aeronaves, mediante la construcción y caracterización de los materiales para la fabricación de los planos y el fuselaje de la Aeronave X01 FAC.

2. COMPONENTES BÁSICOS DE UNA AERONAVE

En la Figura 1 se ilustra los componentes básicos de un avión.

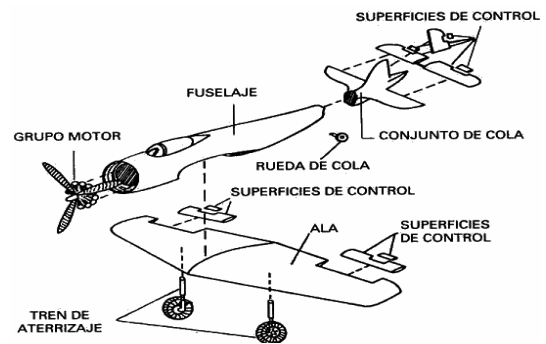


Figura 1. Estructura general de un Avión

FUSELAJE

El fuselaje es el cuerpo del avión. La tripulación, la carga, y gran parte de los mecanismos necesarios para controlar el avión se alojan en el fuselaje.

Los fuselajes de los aviones pueden ser de tres tipos: Fuselaje reticular, Fuselaje monocasco, Fuselaje semimonocasco.

ALAS (PLANOS)

Las alas o planos proporcionan la fuerza sustentadora principal del avión, dado el efecto aerodinámico del viento relativo sobre estas. Las alas se pueden clasificar según el número de superficies sustentadoras en:

- Monoplanos (si tiene una)
- Biplanos (si tienen dos)
- Sexquioplanos (si tienen dos, siendo una menor que la otra).
- Triplanos (si tienen tres). Etc.

Todos los que tienen más de un ala se denominan multiplanos.

EMPENAJE DE COLA

Es el conjunto de cola, llamado también empenaje, es la parte posterior de la estructura del avión y consiste en dos grandes superficies: El estabilizador o plano vertical y el estabilizador o plano horizontal

Estabilizador horizontal, Genera el balanceo de equilibrio se requiere al momento de cabeceo. Como el momento de cabeceo varía bajo diferentes condiciones de vuelo, la incidencia del estabilizador horizontal es ajustable en un rango de tres grados por encima y por debajo.

Estabilizador vertical, La generación de una fuerza equilibrante no se requiere normalmente, por que el avión es usualmente simétrico y no se crea ningún momento desbalanceador.

3. MATERIALES AERONÁUTICOS

Los materiales básicos de la construcción aeronáutica se clasifican en cuatro grupos:

- Aleaciones férreas, que tienen como elemento fundamental el hierro.
- Aleaciones ligeras, que se clasifican a su vez en tres grupos:
 - Aleaciones ligeras de aluminio.
 - Aleaciones ligeras de titanio.
 - Aleaciones ligeras de magnesio.

Se llaman aleaciones ligeras porque el peso específico de estos materiales es considerablemente menor que el de las aleaciones férreas.

- **Materiales compuestos,** que están formados por hilos o fibras de material de

gran resistencia embebida en una matriz polimérica. Los materiales compuestos son el último grupo de materiales que ha llegado a la industria aeronáutica, con el objetivo de disminuir el peso de los componentes estructurales de las aeronaves pero manteniendo la resistencia mecánica.

- **Materiales auxiliares,** extenso grupo en que hay que incluir los polímeros, gomas, etc., materiales que se emplean en partes específicas auxiliares de la aeronave.

20.5 Cierta grupo de aviones antiguos y de categorías especiales emplean tejidos de lona o sintéticos como elementos de recubrimiento de planos y fuselaje.

Metales en Aeronáutica, El acero perdió hace tiempo su papel protagonista en la aplicación aeronáutica. La introducción de las aleaciones de aluminio condujo al desuso del acero en muchas posiciones de la aeronave. Hoy día la estructura y el revestimiento metálico de la aeronave es de aleación de aluminio, quedando el acero para aquellas zonas donde su empleo es indispensable o económico en la actualidad: trenes de aterrizaje, elementos de fijación (pernos, tornillos, etc.), bancadas de motor y placas o herrajes de sujeción de los planos sustentadores al fuselaje. Aún, en estas zonas, se emplean incluso aleaciones ligeras.

Encolados Estructurales, Se dice que una estructura es encolada, o que un conjunto tiene un encolado estructural,

cuando dos piezas o conjuntos se unen mediante adhesivos. Por consiguiente, la resistencia del conjunto se apoya en el enlace químico del adhesivo y no en las uniones convencionales mediante elementos mecánicos de fijación (tornillos, pernos y remaches). En su aplicación aeronáutica, los conjuntos encolados están formados normalmente por chapa de revestimiento de aluminio que se unen entre sí mediante adhesivos, y que generalmente llevan interpuesto, entre las dos chapas, un núcleo de estructura celular, muy ligero, llamado panal de abeja.

Las propiedades mecánicas de los materiales compuestos al compararlos respecto a las mejores aleaciones de aluminio, se obtiene que los valores de resistencia mecánica en relación con el peso son del orden de cuatro veces mayores.

Las ventajas de las estructuras encoladas se pueden condensar en estos puntos, respecto a la construcción metálica convencional:

- Mayor relación resistencia mecánica/peso del conjunto, lo que permite disminuir el peso de la aeronave conservando la integridad estructural. Debe tenerse presente que a menor peso de la aeronave corresponde un menor consumo de combustible para hacer una ruta determinada.
- Buenas características de resistencia a la fatiga, y en general buenas propiedades de amortiguación de las vibraciones.
- Posibilidad de unión de revestimientos de espesor pequeño, sin las limitaciones que en este caso presenta la unión convencional.

Los adhesivos son las sustancias que se emplean para encolar. Los adhesivos se clasifican según su aspecto y su composición.

Según su aspecto, los adhesivos pueden ser: Líquidos, Películas, Pastas o Espumas.

Los núcleos pueden ser metálicos como nido o panal de abeja, las cuales son estructuras celulares muy ligeras, que están constituidos por hojas o bandas de aluminio, y materiales no metálicos; estos vienen encolados de fábrica formando figuras geométricas (hexágonos, rectángulos, etc.).

En este proyecto el núcleo utilizado es no metálico, este es de PVC espumado, el cual presenta alta resistencia a esfuerzos cortantes comparado con otros tipos de polímeros

Materiales Involucrados en el Estudio de Caracterización, Un material sándwich puede definirse como una construcción laminar, consistente en pieles delgadas (fibras) unidas a un núcleo ligero relativamente grueso (espuma de PVC), resultando un panel ligero y rígido. En esta definición “unido” significa pegado con resina.

Un sándwich se compone de tres elementos:

- Dos pieles o láminas delgadas con una resistencia y un módulo de elasticidad elevados que pueden ser de distintos espesores y materiales.
- Un núcleo grueso y ligero que separa las pieles a la vez que les confiere estabilidad y cuya misión es la de

transmitir mediante cortadura acciones Mecánicas de una piel a otra.

➤ Un elemento adhesivo que conecta pieles y núcleo capaz de transmitir cargas entre las partes que une.

En la Figura 2 se presentaran la configuración del fuselaje y los planos (alas) en la Figura 3 la Forma del avión X01-FAC según los planos de la Escuela militar de Aviación.

Figura 2. Esquema de configuración del sándwich que se empleara en el X-01 FAC

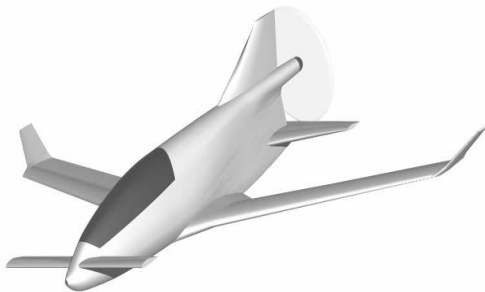


Figura 3. Apariencia del avión X01-FAC (Isométrico)

4. CONSTRUCCION PLANOS Y FUSELAJE DE LA AERONAVE X01 FAC A PARTIR DE MOLDES

Los materiales que necesarios para hacer esta aplicación son los siguientes:

- Tela de fibra de vidrio unidireccional.

- Tela de fibra de vidrio E bidireccional (volan) 350 g.
- Divinichel (espuma de PVC).
- Resina epóxica o viniléster y su respectivo catalizador.
- Recipientes para mezclar la resina.
- Lijas 80 a 240.
- Cinta para enmascarar.
- Cuchillo o bisturí.
- Tijeras.
- Brochas pequeñas (1 a 3 pulgadas).
- Rodillos para asentar la fibra.
- Espátulas.
- Plástico laminado tipo formica.
- Balanza.
- Vasos medidores, goteros.
- Cera desmoldante (Neutra o especial para desmoldar piezas de Fibra de Vidrio - Cera carnauba u otro desmoldante)
- Película separadora (Alcohol Polivinílico) y Esponja para la aplicación de la película.
- Trapos limpios y secos.
- Compresor de aire.
- Equipo generador de vacío.
- Pistola para resina.
- Sistema de medición de la temperatura.
- Moldes para la obtención de probetas de verificación.

5. PROCEDIMIENTO DE FABRICACIÓN.

Las personas involucradas en la fabricación de los componentes deben conocer los materiales con los que están fabricados para su correcta técnica para realizar las aplicaciones.

El procedimiento que se debe seguir para la fabricación de los diferentes componentes (planos, fuselaje, etc.) es el siguiente:

- Coloque el bote sobre soportes los moldes a utilizar con la cavidad hacia arriba.
- Verifique que el área este seca y limpia de lo contrario limpie y seque por completo.
- Limpie la superficie y elimine los residuos de trabajos anteriores.
- Verifique el estado de los moldes y si hay que realizar alguna reparación realícela antes de empezar el procedimiento constructivo.
- Una vez verificado el estado del molde proceda a aplicar el desmoldante, normalmente si se aplica cera carnauba es recomendable utilizar de cuatro (4) a siete (7) capas, de forma manual aplicando la cera y dejándola secar unos minutos para después brillarla pasando tres (3) o cuatro (4) trapos diferentes para brillar la cera entre cada capa, posteriormente se le aplica una (1) a tres (3) capas de cera líquida brillándola con el mismo procedimiento anterior. En elementos complicados se recomienda aplicar una capa de alcohol polivinilico después de las capas de cera.
- Cortar la fibra de acuerdo al tamaño del molde y a la inclinación que esta deba tener según el diseño (orientación de la fibra) y el cálculo de esfuerzos. Se debe cortar el número de capas a utilizar y organizarla de acuerdo a su ubicación en la pieza final.
- Cortar los tramos de Divinil de acuerdo al diseño, teniendo en cuenta la ubicación de puntos duros, elementos estructurales y de refuerzo.
- Prepare la resina de superficie (Gel Coat) acuerdo al tiempo de gel requerido para la aplicación. El recipiente para la preparación de la resina debe estar limpio

y seco. Normalmente las resinas de superficie de tipo poliéster o viniléster preaceleradas se catalizan entre un uno por ciento aun dos por ciento (1% a 2%) de Metil Etil Cetona Peroxido (PMEC) con respecto al porcentaje de resina. Las resinas epóxicas entre un diez por ciento aun veinte por ciento (10% a 20%) del porcentaje de resina.

- Aplique la resina de superficie (Gel Coat) de forma homogénea con las espátulas y las brochas, esta resina también se puede aplicar con pistola (ver Figura 73) con la cual se obtiene una distribución de la capa de espesor más homogénea. Generalmente la primera capa debe tener aproximadamente un espesor de 0,10 a 0,15 mm, el espesor final no debe sobre pasar los 0,5 mm. Espesores mayores de la capa de resina de superficie resultan ser muy quebradizos y pueden generar grietas en la superficie. Aplicaciones muy delgadas pueden arrugarse debido al ataque del estireno de los laminados [1], en el caso de resinas viniléster. La resina de superficie debe poseer filtro UV. Deje gelar esta capa de resina aproximadamente unos 30 minutos, si este Gel Coat es de base poliesterica, hasta que este latoso (se toca con el dedo la capa se siente tirante pero no se pega al dedo).

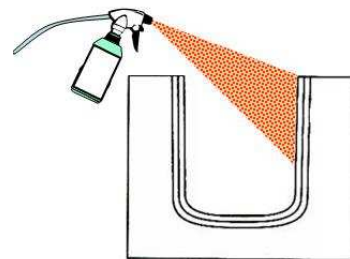


Figura 4. Aplicación del Gel Coat sobre la superficie del molde con pistola.

- Lave con tiner las brochas y los diferentes implementos utilizados.
- Cuando la resina este tatora, prepare resina de acuerdo al espesor de la capa de fibra, tratando de mantener una proporción fibra resina entre 70/30. El recipiente para la preparación de la resina debe estar limpio y seco. Normalmente las resinas tipo viniléster preaceleradas se catalizan entre un uno por ciento a un dos por ciento (1% a 2%) de MEC peroxido con respecto al porcentaje de resina. Las resinas epóxicas entre un diez por ciento aun veinte por ciento (10% a 20%) del porcentaje de resina.
- Aplique una capa de resina en forma homogénea sobre la capa de resina de superficie.
- Coloque la fibra de vidrio o la fibra a utilizar, a medida que se va colocando la fibra esta se debe ir asentando con las brochas y los rodillos (ver Figura 74). Permita que la resina gele dejar pasar aproximadamente unos 10 o 15 minutos entre capa y capa, si está aplicando resina viniléster, para que seque bien, y agregue tantas capas de fibra como se considere que sea necesario según el diseño pre-establecido del componente. Si es necesario, adicione micro esferas para mejorar las propiedades de la resina.

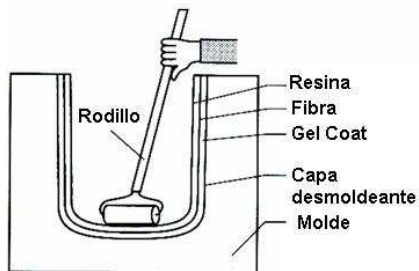


Figura 5. Aplicación de la fibra y la resina y asentamiento en el molde.

- Rellene todas las burbujas e imperfecciones con resina, lo más líquida posible para que penetre profundamente en los defectos y deje gelar.
- Si entre capa y capa la superficie a gelado completamente (perdió la tatoridad) lije cuidadosamente la superficie con una lija gruesa (80 o 150) antes de aplicar una nueva capa.
- Se debe tener cuidado al aplicar la resina y las capas de fibra de vidrio de conservar la curvatura del componente, evitar la formación de aglomeraciones. Compruebe con la vista y con el paso suave de la palma de la mano que su aplicación es relativamente lisa.
- Entre capas para mejorar las condiciones de aplicación y disminuir la porosidad se recomienda aplicar vacío sobre el material compuesto producido.
- Una vez aplicadas las capas de fibra-resina superficiales se procede a aplicar el Divinice, teniendo presente que este se debe colocar de tal forma que permita adaptarse a la forma del molde, y además que quede con resina de amarre con las capas aplicadas y con las capas interiores. Normalmente se recomienda aplicar vacío después de colocadas la capa de Divinice.
- en la colocación del Divinice tener presente la ubicación de los puntos duros, y de los elementos estructurales y de refuerzo.
- Aplicar una capa de resina sobre la superficie del Divinice.
- Aplicar la resina y las capas que sean necesarias de fibra según el diseño del material compuesto.
- repetir el procedimiento anterior con la contratapa del molde.

- Mediante un procedimiento similar construir los paneles tipo sándwich que constituyen las cuadernas (para el caso del fuselaje) o las costillas (para el caso de las alas o planos).
- Preparar una mezcla de resina con fibra de vidrio picada.
- Colocar las cuadernas o costillas en el molde y aplicar la resina con fibra picada en los puntos de unión, cubrir estos con tela de vidrio volan 325 g/m.
- Dejar gelar.
- Aplicar resina con fibra picada en los lugares correspondientes del contramolde y sellar.
- Dejar gelar y curar las piezas obtenidas.
- Desmoldar las piezas con la ayuda de cuñas de plástico (ver Figura 75).



Figura 6. Desmoldeo de la pieza usando cuña de plástico.

- Se colocan refuerzos donde sea necesario

6. PRESENTACIÓN DE LAS PIEZAS.

Una vez extraída la pieza del molde se debe recortar lo que sobra, al aplicar la fibra de vidrio.

Con mucho cuidado, se va recortando dándole la forma de la pieza, no hace falta que lo dejemos perfecto, mas o menos quitar lo que sobra. (Antes)

Para unir varias piezas, una vez se tienen recortadas, se presentan en el montaje, se atornillan en su sitio, cuando se esté seguros de que la posición es correcta, se le pega una pequeña tira de fibra de vidrio.

Aquí ya se tiene la pieza, ahora toca masillar y empezar a dejar un acabado adecuado. No es conveniente aplicar más de un milímetro de la masilla de acabado, de la de relleno si se puede aplicar hasta tres centímetros e incluso mas, pero generalmente no hace falta tanto, a no ser que sea para reconstruir defectos o fallos grandes, los cuales no son deseables. La masilla a aplicar debe ser catalizada, esta normalmente se mezclan al 2%. Dentro de lo posible se debe aplicar la menor cantidad masillada.

Se debe tener especial cuidado en los lugares donde se acoplan diferentes elementos, si es necesario se deben reforzar.

Cuando se tiene todo bien lijado, es hora de empezar a darle la capa de pintura de imprimación, la imprimación es una base para que la pintura agarre mejor, y también al darle la imprimación se verá mejor los errores de masillado; en este momento toca decidir si dejar así o si requiere perfeccionar un poco pasantes de pintar.

Es importante mencionar que no se debe pintar o barnizar los componentes con

pinturas de base de aceite, porque éstas no se adhieren muy bien a las resinas en especial a las resinas epóxicas.

Las manos o pasadas de pintura, van a ser unas horizontales y otras verticales, dejar tiempo entre mano y mano unos 10 minutos, para que seque, y no genere gotas

7. CONCLUSIONES

- Para caracterizar los materiales compuestos de matriz polimérica se procedió a consultar los diferentes tipos de resinas y fibras, siendo seleccionadas la resina viniléster y epóxica y la fibra de vidrio unidireccional (mejores propiedades a flexión, que la bidireccional) dadas sus propiedades mecánicas, ya investigadas y comprobadas, en proyectos anteriormente realizados, igualmente exigidas por la industria aeroespacial, incluyendo su temperatura de utilización de estos compuestos termoestables.
- De acuerdo a la experiencia lograda mediante vivencias reales, en la construcción de moldes para las placas (material tipo sándwich), a mecanizar y obtener las probetas de acuerdo a normas, se trabajó en la adecuación de los moldes del canar, planos y fuselaje la aeronave X01-FAC, donde el trabajo fue 100% práctico, se corrigieron imperfecciones que resultaron después del desmolde (curado con resina, y lijado), para dejar una superficie lisa y sin rugosidad para obtener las piezas reales en muy buenas condiciones.
- De acuerdo a normas (ASTM flexión-tracción) Se caracterizaron los materiales a elaborar los planos y fuselaje de la

aeronave X01 FAC, obteniendo mejores propiedades mecánicas (Resistencia Máxima, Módulo de Elasticidad) de acuerdo a los resultados de los ensayos de tracción- flexión, la configuración de dos telas tanto a tracción como a flexión, asimismo por que logra una relación peso/resistencia (resistencia específica) manteniendo casi iguales propiedades con respecto a la configuración de tres telas, pero logra una reducción en peso de un 50% este fue un factor importante para su selección final.

8. RECOMENDACIONES

- Para la construcción del fuselaje y los planos del X-01FAC se deben trabajar en unas condiciones controladas de humedad y temperatura, puesto que las temperaturas del hangar donde se lleva a cabo el proyecto varía ostensiblemente a tal punto que el proceso de curado de una resina puede variar; así como la cantidad de catalizador a utilizar si se trabaja con una viniléster, además de implementar un sistema de vacío que garantice la eliminación de burbujas sobre todo para la resina epóxica.
- Antes de realizar el proceso de mecanizado (corte y pulido) de las probetas, se debe verificar que en el laboratorio la máquina universal de ensayos existan las mordazas apropiadas para realizar este tipo de ensayos de materiales compuestos tipo sándwich, dada la profundidad (grosor del compuesto) de estas probetas, que le resulta casi imposible aplicar la sujeción adecuada que le hacen las mordazas convencionales a estas probetas a una

determinada carga, sin llegar a la terminación del ensayo.

- Se debe trabajar con resinas que no estén a punto de vencer o ya vencidas porque se pierden sus propiedades de curado, debiendo proceder a aumentar la proporción de mezcla catalizador/resina, originando unos picos exotérmicos demasiado altos para resinas epóxicas, ($T = 134^{\circ}\text{C}$) cuando se sobrepasa de la cantidad recomendada (100g de resina x 16 gr catalizador) siendo esta una característica de las resinas viniléster.
- La espuma de PVC es un material con excelentes propiedades mecánicas pero es sumamente costoso ya que es un producto importado, razón valedera para que se inicie un estudio del proceso de fabricación y conformado de dicho componente para empezarlo a elaborar y comercializar en el país dadas sus prestaciones en la construcción de materiales compuestos aeronáuticos.
- Tener en cuenta de forma muy cuidadosa la aplicación de las normas (ASTM) para la realización de los ensayos de laboratorio, asimismo en lo posible, en la operación de maquinado de los especímenes según normas, elaborarlo en máquinas CNC o cortadoras tipo láser, ya que en el torno, o máquina cortadora normal se castiga las dimensiones de las probetas, (sean en micras), ocasionando variaciones significativas en los resultados de los ensayos a tracción y flexión.
- En la construcción de la pieza real se debe tener especial cuidado cuando se vaya a trabajar con el Divinice, en el momento de embeberlo de la resina seleccionada, se debe a que el Divinice está compuesto por cuadrículas y en las

separaciones de estas es donde se puede presentar este problema (ver Figura 76).



Figura 77. Problema de falta de penetración de la resina en las uniones del Divinice.

- Seguir construyendo la Escuela del Conocimiento Aeronáutico en el País impulsado por la Fuerza Aérea Colombiana, con la participación de todas las empresas involucradas en este sector, para intercambiar métodos e ideas en la construcción de aeronaves en materiales compuestos, realizados en Colombia.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ARSIÉ, D. D. Los Plásticos Reforzados con Fibras de Vidrio. Buenos Aires: Editorial AmericaLee, 1980. 190 p.

COPER, Gizmo, “Materiales Aeronáuticos”, [en línea].Caracas: SANDGLASSPATROL, 2003 [Consultado 06 de febrero de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.see.com>

COURTHEY, T. H. “Mechanical Behavior of Materials”. Mc Graw Hill (2000). 380p

DRIVER, W. E. Química y Tecnología de los Plásticos. Mexico D.F: Litton Educational Publishing, Inc, 1989. 460 p.

FERNÁNDEZ Pariente, Inés “Tecnología de Materiales”. Escuela Politécnica de Ingeniería de Gijón, Universidad de Oviedo.2006. [Consultado 18 de abril de 2008]. Disponible en Internet: <http://www.4thperrus.com/>

HERAKOVICH, C. T. Mechanics of Fibrous Composites. Moscú: John Wiley & Sons, Inc, 1998.450 p.

LACOSTA BERNA, José miguel. Características y ensayos físicos de espumas poliméricas: Ensayos de componentes de materiales compuestos. En: Revista de Plásticos Modernos. Vol. 64, No. 435 (sep. 1992); . p289-296.

MIRAVETE Antonio. “Materiales Compuestos”. Tomo I. 1ª ed. Zaragoza: Ed. Antonio Miravete, 2000 780p.

OÑATE, A. E. Conocimientos del Avión. Madrid: Editorial Palermo, 1996. 496 p.

PORTOCARRERO HERMANN, Julián. Síntesis y Caracterización de Mmc Obtenidos por el Proceso Osprey con Matriz de Aluminio y Reforzamiento de Partículas de Carburos Dobles. Santiago de Cali, 2005. 200 p. Anteproyecto de Tesis Doctoral (Ingeniero Mecánico). Universidad del Valle. Facultad de Ingeniería de Materiales.

SALOMÓN, C. et al. “Fibras Utilizadas en la Fabricación de Materiales Compuestos Avanzados”. Revista de Plásticos Modernos. Vol. 80. Número 534 (2000). p. 661 – 673

SÁNCHEZ, Antonio “Compuestos de Fibra y Materiales Cerámicos”. [en línea].Florida: Nuevas Tecnologías en Automoción ,1999 [Consultado 05 de Marzo, 2008]. Disponible en Internet: <http://www.geocities.com/CapeCanaveral/2542/art3.htm>

SUNDARARAJAN, V. “Aluminum Composites In Aerospace Applications”. [en línea]. Montreal: Concordia University, 1998. [Consultado 04 de Abril, 2008]. Disponible en Internet: <http://polimeros-industriales-e-industria-aeroespacial>.

Resinas epóxicas [en línea].Sao Paulo: Daniel P. Raymer, 2000. [Consultado 15 de Marzo, 2008]. Disponible por Internet. [http:// www.silaex.com.br/epoxi.htm](http://www.silaex.com.br/epoxi.htm).

Wikipedia: la enciclopedia libre [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006. [Consultado 15 de febrero de 2008]. Disponible en Internet: [http:// es.wikipedia.org/wiki/Fibra_de_vidrio](http://es.wikipedia.org/wiki/Fibra_de_vidrio).
