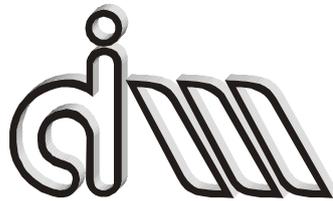


**UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA**  
Departamento de Ingeniería Mecánica y de Materiales  
Máster en Ingeniería Mecánica y Materiales



TESIS DE MASTER

---

**CARACTERIZACIÓN DE PANELES  
SANDWICH HIBRIDOS FRP CON ALMA  
DE NIDO DE ABEJA DE ALUMINIO**

---

*Alumno:* Juan Maria Malavia Otero  
*Dirigida por:* Dr.D. Alfonso Cárcel González



## Resumen

En este trabajo se analiza teórica y experimentalmente la estructura y propiedades mecánicas de paneles sándwich fabricados con piel de laminados reforzados con tejidos de fibras de carbono o de vidrio, y con alma de panal de abeja de aluminio, empleados en la construcción de estructuras de chasis monocasco de vehículos de competición. El objetivo global del trabajo es, por una parte, el análisis estructural y por otra, la determinación experimental de valores de resistencia y rigidez, que permitan su completa caracterización para modelización mediante elementos finitos. Se correlacionan los factores de composición, estructura y diseño con las propiedades mecánicas de rigidez, resistencia y modos de colapso.

**Palabras clave:** Paneles sándwich; laminados; tejidos de fibra de vidrio; panal de abeja de aluminio;



## Abstract

This work was aimed at analyzing the structure and mechanical properties of sandwich panels that combine external faces of reinforced polymer laminates and aluminum honeycomb core materials, currently used in the construction of monocoque structures for racing cars. The overall objective of the work is, on the one hand, the structural analysis of the sandwich panels and on the other, the experimental determination of strength and stiffness values, which enable a complete characterization for finite element modeling. Design, composition and structure of the core and laminates in the sandwich are correlated with the mechanical properties and collapse modes of the panels.

**Key words:** Sandwich panels; laminates; glass fiber fabrics; aluminum honeycomb;



## Resum

En aquest treball s'analitza teòrica i experimentalment l'estructura i propietats mecàniques de panells sandwich fabricats amb pell de laminats reforçats amb teixits de fibres de carboni o de vidre, i amb ànima de panal d'abella d'alumini, emprats en la construcció d'estructures de xassís monocasc de vehicles de competició. L'objectiu global del treball és, d'una banda, l'anàlisi estructural i per altra, la determinació experimental de valors de resistència i rigidesa, que permeteixen seua completa caracterització per modelització mitjançant elements finits. Es correlacionen els factors de composició, estructura i disseny amb les propietats mecàniques de rigidesa, resistència i modes de colapse.

**Paraules clau:** Panells sandwich, laminats, teixits de fibra de vidre, bresca d'abella d'alumini;



*A LOS QUE ESTÁN CERCA,  
A LOS QUE ESTÁN LEJOS,  
PERO SOBRE TODO,  
A LOS QUE YA NO ESTÁN*

*SHIRLEY KALAMIS*



## Agradecimientos

En primer lugar debo agradecer el hecho de poder realizar esta Tesis de Master a mi director, Alfonso, debo agradecer su comprensión y paciencia durante la realización de este trabajo ya que han sido numerosas las horas que me ha dedicado y siempre con entusiasmo e ilusión. He encontrado en él los consejos y conocimientos necesarios para llevar a cabo este trabajo. Además de ser un gran profesional es una bellísima persona.

Por otro lado, se merecen un especial agradecimiento todos los profesores y personal administrativo del área de ingeniería mecánica ya que conforman un grupo excelente donde se crea un entorno más que agradable para trabajar, estudiar y disfrutar.

Tampoco me puedo olvidar de todos mis compañeros del Máster, y muy especialmente a Peter, Carlos, Justo, Jesús, Álvaro y Juanvi, siempre estaban ahí para pasar los momentos más difíciles en las asignaturas, para ayudarnos mutuamente y por ayudarme en la elaboración de esta Tesis.

Agradezco también a mis amigos por comprender la dedicación que he tenido que prestar a este proyecto de investigación a cambio de su compañía. Ellos, desde hace ya muchos años, vienen acompañándome en los momentos divertidos, y los no tanto. Sería imposible poner nombre ya que la ayuda recibida a lo largo de mi vida ha sido múltiple y de muchos de ellos.

A la persona más importante de mi vida, mi novia Marta. Sin ella puedo asegurar que todo me hubiera resultado mucho más difícil de lo que ha sido, pues en cualquier mal momento, y con una sola frase y caricia, es capaz de sacarme de la oscuridad y retomar la luz para afrontar cualquier situación, convirtiéndose en mi principal fuente de motivación



Dedico fundamentalmente la Tesis a mis padres, Juan y Milagros. Me han transmitido una fuerza y motivación indispensable para afrontar esta etapa. Gracias por haberme dado la oportunidad de cumplir un sueño, por confiar en mí y ayudarme en todo lo que he necesitado. A mi hermana Cristina, debo agradecer su capacidad para animarme en todo momento, sin esas frases llenas de cariño y motivación no hubiera sido posible esta Tesis ni muchas otras cosas, ha sido siempre el mejor espejo en que mirarme, siento una profunda admiración hacia ti. A mis abuelos Faustino, Carlos, Francisca y Milagros, por su incondicional cariño y valores transmitidos, un momento con ellos suponen recuerdos de por vida. A mi tío Francisco, por sus sabios consejos y por crear en mí un enorme grado de motivación en momentos muy importantes de mi vida. A mis sobrinos y ahijada, Carlos y M<sup>ra</sup> Carmen, simplemente sois geniales, pese a la lejanía el recuerdo de los momentos pasados juntos es un gran apoyo hacia mí. Mención especial en esta dedicatoria deben tener mis sobrinos Guillermo y Lucia, cualquier cosa buena que diga de ellos se quedaría corta ya que todo el cariño que siento hacia ellos es indescriptible con palabras; simplemente son maravillosos y simplemente una sonrisa suya me da ánimos para afrontar cualquier tarea que me proponga; actualmente son el principal motor de mi vida.

Sin vosotros esta Tesis no hubiera sido posible, gracias

Valencia, Septiembre del 2012



**UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA**  
Departamento de Ingeniería Mecánica y de Materiales  
Máster en Ingeniería Mecánica y Materiales

---





## INDICE

<b>Resumen .....</b>	<b>2</b>
<b>Abstract.....</b>	<b>3</b>
<b>Resum .....</b>	<b>4</b>
<b>Agradecimientos.....</b>	<b>6</b>
<b>1. INTRODUCCIÓN.....</b>	<b>12</b>
1.1 ESTRUCTURAS SANDWICH.....	13
1.2 TIPOS DE MATERIALES SANDWICH.....	15
1.3 PANELES SANDWICH EN LOS VEHICULOS DE COMPETICION.....	16
1.4 OBJETIVO DEL PRESENTE TRABAJO.....	31
<b>2. ESTRUCTURAS SANDWICH.....</b>	<b>32</b>
2.1 CARACTERÍSTICAS DE UN PANEL SÁNDWICH.....	33
2.2 COMPONENTES DE UNA ESTRUCTURA SÁNDWICH.....	38
2.2.1 PIELES.....	39
2.2.2 NÚCLEO.....	45
2.2.3 ADHESIVO.....	52
2.3 COMPORTAMIENTO MECÁNICO.....	53
2.4 CARACTERIZACION DEL COMPORTAMIENTO MECÁNICO DE UN PANEL SANDWICH.....	58
2.5 MODOS DE FALLO.....	60
<b>3. PROCEDIMIENTO EXPERIMENTAL.....</b>	<b>71</b>



3.1 MATERIALES A ENSAYAR. DESCRIPCION DE LOS MATERIALES Y EQUIPOS .....	72
3.2 ENSAYOS PARA MEDIDA DE PROPIEDAS MECANICAS .....	74
3.2.1 ENSAYO DE FLEXIÓN .....	74
3.2.2 ENSAYO DE COMPRESIÓN TRANSVERSAL.....	81
3.2.3 ENSAYO DE TRACCIÓN DE PIELES.....	86
<b>4. RESULTADOS Y ANÁLISIS .....</b>	<b>91</b>
4.1 CONFIGURACIÓN GEOMETRICA .....	92
4.2 ENSAYOS MECÁNICOS .....	94
4.2.1 ENSAYO DE FLEXIÓN .....	94
4.2.2 ENSAYO DE TRACCIÓN DE LAS PIELES .....	110
4.2.3 ENSAYO DE COMPRESIÓN TRANSVERSAL.....	114
4.3 ESTRUCTURA Y COMPOSICION .....	116
4.3.1 PIELES.....	116
4.3.2 NÚCLEO .....	132
4.4 RELACIÓN COMPORTAMIENTO OBSERVADO-MODELOS .....	137
<b>5. CONCLUSIONES.....</b>	<b>141</b>
<b>6. BIBLIOGRAFIA Y REFERENCIAS .....</b>	<b>145</b>



**UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA**  
Departamento de Ingeniería Mecánica y de Materiales  
Máster en Ingeniería Mecánica y Materiales

---





# 1. INTRODUCCIÓN



## 1.1 ESTRUCTURAS SANDWICH

Los paneles sándwich suponen un avance conceptual en el diseño estructural de sistemas de transporte ya que permiten diseñar estructuras de elevada rigidez y resistencia con bajo peso. Su empleo se explota con éxito en la estructura de aeronaves, vehículos de competición, trenes de alta velocidad y también en buques rápidos. En la construcción de estructuras de vehículos de competición se fabrican chasis de estructuras monocasco, habitualmente a partir de paneles sándwich mediante plegado y unión con adhesivos [1], similares a los mostrados en la figura 1.1. Los paneles, con espesor total variable, están constituidos por un alma o núcleo “honeycomb” de aleaciones de aluminio y pieles de material compuesto reforzado con fibras de vidrio, carbono o aramida. En estructuras de transporte de pasajeros se prefieren las matrices de resinas fenólicas frente al poliéster o a las resinas epoxi, debido a su mejor respuesta frente al fuego. A diferencia del diseño estructural con los materiales convencionales (aceros, aleaciones de aluminio, titanio, etc.), cuyas propiedades se consideran isotropas, son reproducibles y pueden obtenerse fácilmente a partir de ensayos convencionales de tracción, el diseño de estructuras monocasco realizadas con paneles sándwich presenta una complejidad más elevada, ya que el comportamiento de los paneles depende de un elevado número de factores, tanto del diseño del propio panel como de la configuración geométrica de la estructura [2,3]. El diseño avanzado de estructuras con este tipo de materiales requiere de un conocimiento más profundo, imprescindible para poder llevar a cabo estudios por simulación MEF del comportamiento estático o dinámico de la estructura y para valorar, a partir de estas simulaciones, su potencial optimización [4]. En el presente trabajo se aborda la caracterización de un material sándwich, de espesor nominal 25mm, empleado por una empresa nacional para la construcción de estructuras de vehículos de competición.



A partir de muestras comerciales disponibles, se persigue llevar a cabo una caracterización de los materiales constituyentes y del propio panel, con el fin de determinar todas las propiedades de interés para el diseño y la simulación MEF.

Como resultado de esta caracterización se espera disponer de los parámetros de interés para el diseño y la simulación con este tipo de material compuesto, así como disponer de criterios o indicadores de estados límite de colapso.



Figura 1.1. Estructura monocasco de un vehículo deportivo, realizada con paneles sándwich.



Figura1.2. Vehículo cuyo chasis está fabricado en estructura sándwich

## 1.2 TIPOS DE MATERIALES SANDWICH

A continuación se muestra una tabla en la que se recogen los materiales más utilizados para pieles y para núcleos, así como sus disposiciones dentro del panel tipo sándwich:

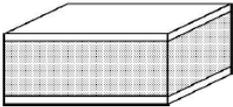
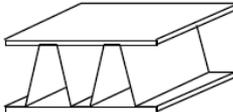
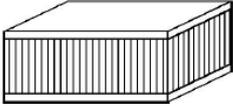
	PIELES	NÚCLEOS
<p>Expandido</p> 	<p>Metales</p> <p>Laminados</p> <p>Contrachapados termoplásticos*</p>	<p>Espuma de poliuretano</p> <p>Espuma de poliestireno*</p>
<p>Placa nervada</p> 	<p>amianto/cemento</p> <p>Metales</p> <p>Laminados</p>	<p>Metal</p> <p>Material compuesto.</p>
<p>Nido de abeja</p> 	<p>Contrachapados</p> <p>Laminados</p> <p>Aluminio</p>	<p>Madera</p> <p>Nido de abeja de cartón</p> <p>Nido de abeja de Aluminio</p>

Figura 1.3. Materiales más utilizados en la fabricación de pieles y núcleos [15]



### 1.3 PANELES SANDWICH EN LOS VEHICULOS DE COMPETICION

Los materiales compuestos se definen como materiales" en los que dos o más constituyentes se han reunido para producir un material nuevo que consta de al menos dos componentes distintos químicamente, con propiedades resultantes significativamente diferentes a las de los constituyentes individuales". Una descripción más completa también exige que los componentes deben estar presentes en proporciones razonables. El cinco por ciento en peso es arbitrariamente considerado como el mínimo, y el material debe ser producido deliberadamente por mezcla íntima de los constituyentes.

En una escala microscópica los compuestos tienen dos o más fases químicamente distintas, separadas por una interfaz distinta. Esta interfaz tiene una gran influencia en las propiedades del material compuesto. La fase continua es conocida como la matriz. Generalmente, las propiedades de la matriz se mejoran enormemente mediante la incorporación de otro constituyente para producir un material compuesto. Un compuesto puede tener una matriz de material cerámico, metálico o polimérico. La segunda fase se conoce como el refuerzo, ya que mejora las propiedades de la matriz y en la mayoría de los casos, el refuerzo es más duro, más fuerte y más rígido que la matriz

Los materiales compuestos se pueden dividir en dos clases: aquellos con fibras largas (compuestos reforzados con fibras continuas) y aquellos con fibras cortas (compuestos reforzados con fibras discontinuas). En un compuesto de fibra discontinua, las propiedades del material se ven afectadas por la longitud de la fibra, mientras que en un compuesto de fibra continua, se supone que la carga se transfiere directamente a las fibras y que las fibras en la dirección de la carga aplicada absorben la principal carga. Los materiales poliméricos son las matrices más comunes para materiales compuestos reforzados con fibra. Ellos se pueden subdividir en dos tipos distintos: termoendurecibles y termoplásticos. Polímeros



termoestables son resinas que se reticulan durante el curado en un sólido quebradizo vítreo, siendo ejemplos poliésteres y resinas epoxi. Los polímeros termoplásticos son de alto peso molecular, las moléculas de cadena larga que, o bien se pueden enredar (amorfo), tal como policarbonato, o parcialmente cristalino, tal como nylon, a temperatura ambiente para proporcionar fuerza y forma. En común con todas las aplicaciones estructurales de compuestos de matriz polimérica, las estructuras en los vehículos de competición está dominada por los basados en resinas termoendurecibles, en particular resinas epoxídicas.[1,12]

¿Qué es importante en los materiales compuestos respecto a los constituyentes metálicos?, poseen densidades mucho menores. Compuestos reforzados de fibra por lo tanto presentan mejoradas enormemente las propiedades de resistencia específica y la rigidez por unidad de masa. Las propiedades específicas más altas permiten la producción de componentes de menor peso.



Figura 1.4.Chasis Formula 1

Los diseñadores de estructuras sensibles al peso tales como aviones y los vehículos de competición requieren materiales que combinan buenas propiedades mecánicas con bajo peso. Desde finales de 1930 las aleaciones de aluminio han sido los materiales dominantes. Durante las dos últimas décadas los materiales compuestos se han empleado cada vez más. Las estructuras compuestas están diseñadas para tener una cantidad exactamente definida de las fibras en la ubicación y orientación correctas con un mínimo de polímero para proporcionar el apoyo.

Una estructura compuesta se fabrica apilando capas sucesivas de material pre impregnado y curado bajo condiciones de temperatura y presión. Muchos componentes consisten en la construcción sándwich; pieles finas, forman un compuesto altamente resistente que están separadas por, y unida a, una alma gruesa, que es el denominado nido de abeja de peso ligero. Cuanto más grueso es el núcleo, mayor es la rigidez y la resistencia del componente.

	Solid Material	Core Thickness $t$	Core Thickness $3t$
Stiffness	1.0	7.0	37.0
Flexural Strength	1.0	3.5	9.2
Weight	1.0	1.03	1.06

Figura 1.5. Comparación de propiedades de los paneles sandwich con respecto a paneles solidos comunes

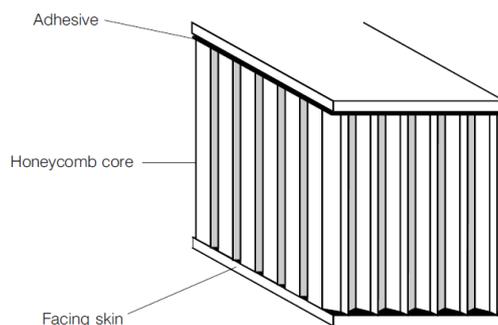


Figura 1.6. Estructura básica de un panel sandwich, adhesivo, nucleo en panel de abeja y pieles.

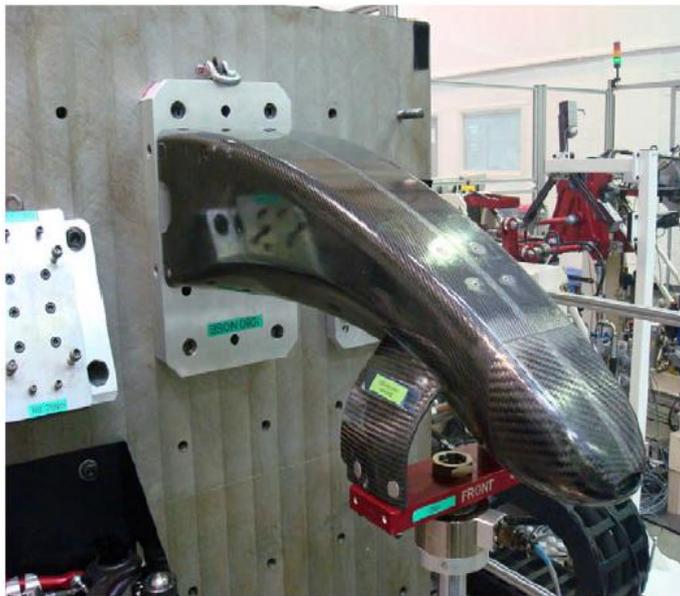


Figura 1.7. Frontal de un vehículo de Fórmula 1 cargado en tensión.

Los primeros usos documentados de construcción mixta en coches de competición se remontan a finales de 1920 y principios de 1930, en forma de chasis de madera y acero . Es más probable, sin embargo que el uso de madera como material de chasis fue debido, principalmente, al bajo costo y la conveniencia para mejorar el rendimiento. Hasta la década de 1950 el método predominante de construcción del chasis de los vehículos de competición consistía en una estructura de aluminio espacio tubular rodeado por paneles de aluminio trabajados a mano. Se hicieron ampliamente disponibles en ese momento esterillas irregulares de vidrio y resinas de poliéster (Glass Reinforced Plastic) desarrolladas en la investigación en tiempos de guerra. Este material permitió la producción relativamente barata del chasis complejo de curvatura que sustituyó aluminio. El uso de paneles de GRP continuó hasta a finales de 1980.



El primer chasis verdaderamente compuesto fue construido en la década de 1960 por los coches de Cooper. La estructura consistía en una piel externa de aluminio trabajada a mano, un núcleo de nido de abeja de aluminio y un revestimiento interior GRP. Una piel de una sola pieza exterior se producía a partir de una serie de paneles para formar la superficie final aerodinámica del coche. El núcleo de nido de abeja de aluminio se unió entonces a la parte interior de la piel exterior usando un adhesivo de película de resina fenólica. La piel interior de GRP se une de manera similar a la estructura en una operación separada. Aunque el coche nunca llegó a la pista, se convertiría en la base del diseño de chasis de Fórmula 1 para las próximas dos décadas. En la década de 1970 el método preferido de construcción del chasis de aluminio compuesto era el que utiliza piel y material de aluminio de nido de abeja (fabricado usando el método de corte y dobléz). Las pieles se formaban previamente y posteriormente se unían al núcleo usando una película de adhesivo epoxi.

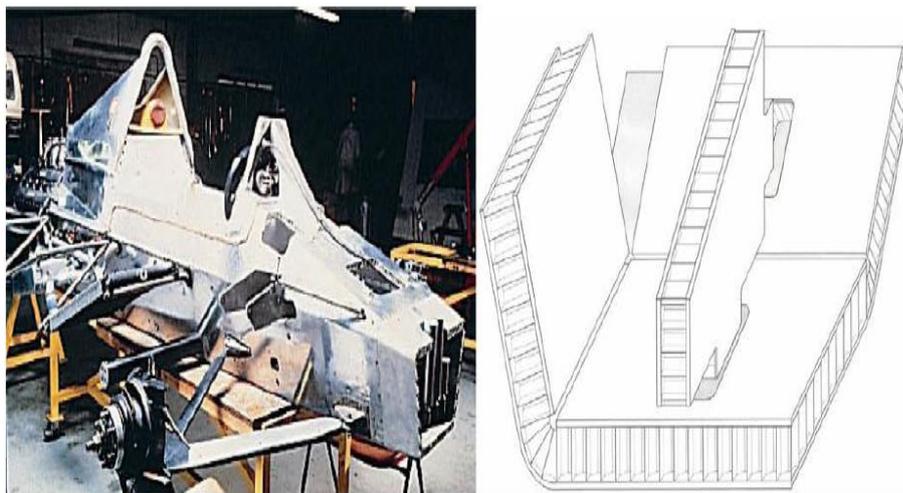


Figura 1.8. Chasis de panel de abeja de aluminio fabricado mediante el método de corte y doblado

Los chasis compuestos de fibra de carbono fueron introducidos por primera vez por McLaren en 1980. Se trataba de pseudo-monolítico con disposición prevista a lo largo de un molde o mandril utilizando de manera unidireccional (UD) fibra de carbono con cinta pre-impregnada. Después de un curado del compuesto, se requiere una cura de tres etapas: una para la piel compuesta interior, un segundo para curar el adhesivo de película epoxi que une el núcleo y una tercera para una capa adicional de adhesivo y la piel exterior de la estructura. El diseño básico y el proceso de fabricación se mantuvieron esencialmente sin cambios durante un número de años aunque se introdujeron las pieles formadas de un compuesto de carbono y epoxi reforzado con kevlar.

En 1980, la reputación de los materiales compuestos con respecto a cargas de impacto era muy pobre como consecuencia de los problemas experimentados en componentes de motores de aviación a principios de



1970 y en los fracasos de los primeros componentes de automóviles de carrera. De hecho muchos diseñadores de renombre expresaron serias dudas en cuanto a la idoneidad de tales materiales frágiles. A pesar de las reticencias de muchos de sus competidores, el McLaren MP4 / 1, el primer monocasco de fibra de carbono de carreras de coches tuvo tanto éxito que fue copiado pronto, de una forma u otra, por cualquier otro fabricante. Estos chasis fueron la base de los actuales.



Figura 1.9. McLaren MP4 / 1

Quedó claro que, además de mejorar las propiedades mecánicas y disminuir el peso del chasis compuesto, los daños causados por accidentes se vio limitada a la localidad del impacto. Las reparaciones podrían ser ejecutadas de forma rápida y eficaz con poca o ninguna pérdida en el rendimiento, además presentaban la ventaja principal de la capacidad de soportar una gran colisión. La energía que absorbe estos materiales compuestos presenta un gran avance en la seguridad de este tipo de vehículos.



Figura 1.10. Chasis McLaren MP4 / 1 tras colisión

Desde entonces estos materiales se han ido imponiendo en la construcción de los elementos del vehículo. A principios de 1990, Savage y Leaper de McLaren desarrollan elementos compuestos de suspensión.

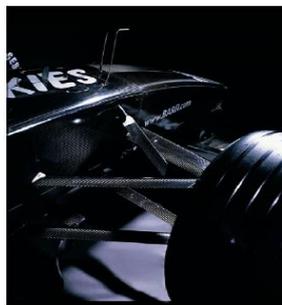


Figura 1.11. Suspensión a partir de materiales compuestos

Además de los ahorros de peso obvios, por ejemplo las varillas de material compuesto de empuje y brazos oscilantes tienen durabilidad a fatiga casi infinita y así se puede hacer mucho más rentable que las piezas de acero que sustituyen. La última innovación fue la introducción de una caja de cambios con materiales compuestos en 1998, aunque el verdadero potencial de estas estructuras se realiza plenamente sólo a partir de 2004

por el equipo BAR-Honda. Cajas de engranajes compuestas (Fig. 112) son significativamente más ligeras que las cajas de aleación tradicionales, hasta un 25% más de rigidez, se puede operar a temperaturas más altas y son fáciles de modificar y reparar.



Figura 1.12.Caja de engranajes

Materiales compuestos de fibra de carbono ahora representan casi el 85% del volumen de los materiales utilizados en la Formula 1. Además del chasis hay carrocería compuesta, conductos de refrigeración para los radiadores y los frenos delanteros, estructuras de choque trasero y laterales, suspensión, caja de cambios, el volante y la columna, además de los frenos carbono-carbono y embragues, y elementos alrededor de los orificios de escape.

En el mercado, las fibras de carbono producidas a partir de precursores acrílicos mantienen un dominio abrumador. Como regla general, el módulo de fibra de carbono aumenta al aumentar la temperatura del tratamiento térmico (HTT) y la aplicación de la tensión durante el procesamiento. Esto se produce debido a que la morfología de la fibra se aproxima a una estructura cristalina más gráfica, preferentemente alineados a lo largo del eje de la fibra a medida que aumenta el HTT. Teóricamente su resistencia y ductilidad también debería mejorar por el mismo principio. En la práctica sin embargo la fuerza del poliacrilonitrilo (PAN) basado en fibras de carbono tiende a alcanzar un pico en 1500 ° C y después comienza a

disminuir. La razón de este fenómeno es la presencia de grietas en la superficie.

Hay literalmente cientos de diferentes fibras de carbono basadas en PAN disponibles en el mercado. Sin embargo es posible simplificar esta desconcertante variedad de productos en cuatro grupos distintos en función de su módulo. La interrelación entre las propiedades de la fibra y la temperatura de tratamiento térmico se ilustra esquemáticamente en la figura 1.13.

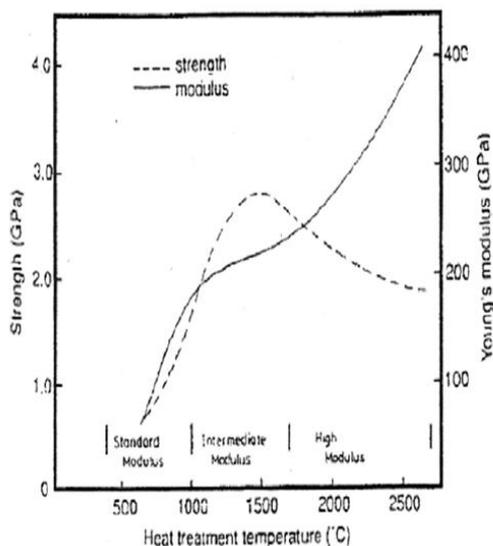


Figura 1.13. Relación entre el tratamiento térmico y las propiedades mecánicas de las fibras de carbono basadas en PAN

Con mucho, el grupo más ampliamente utilizado de los productos son los que son tratados con calor entre 1000 -1400 ° C . Estas fibras tienen un diámetro de aproximadamente 7  $\mu\text{m}$  y se conocen como " módulo estándar ", aunque no son los utilizados en la parte estructural de los vehículos de competición.



Tabla 1.1. Propiedades fibras de carbón [10]

Fibre	Type	Fibre diameter ( $\mu\text{m}$ )	Approximate HTT ( $^{\circ}\text{C}$ )	Tensile strength (MPa)	Tensile modulus (GPa)	Failure strain (%)	Density ( $\text{g cm}^{-3}$ )
T300	Standard modulus	7	1000-1300	3530	230	1.5	1.79
T800	Intermediate modulus	5	1500	5490	294	1.9	1.81
T1000	Intermediate modulus	4.5	1500	6370	294	2.1	1.80
M46J	High modulus	4.4	2350	4210	436	1.0	1.84
M55J	Ultra-high modulus	4.4	2500	3780	540	0.7	1.93
M60	Ultra-high modulus	4.4	2600	3920	588	0.7	1.94

Los tipos modulo intermedio son los utilizados en la estructura de estos vehículos de competición, en particular, esto incluye T800 y 1M7 de Toray y Hexcel, respectivamente.

Resistencia al daño describe la capacidad de un material para sostener un evento" sin causar daños". Tolerancia a los daños alude a la capacidad de la estructura para mantener el rendimiento con daños presentes. Esta es una consideración particularmente importante con respecto a la seguridad del conductor. Un coche construido en todo o en parte a partir de materiales compuestos tolerantes al daño será inherentemente más seguros ya que es esta propiedad es la que contribuye en gran medida a la integridad de la célula de supervivencia. El chasis debe ser capaz de sostener los daños por impacto y proteger al ocupante, en lugar de desintegrarse como es el caso cuando hay fibras de alto modulo.

Los diferentes tratamientos térmicos utilizados en la fabricación de fibras de carbono son extremadamente complejos y aquellos para los diferentes grupos de productos tienden a superponerse. A este respecto, es



razonable definir las bandas no en términos de productos HTT o individual, sino más bien en términos de módulo de tracción. Así pues, podemos definir cualquier fibra de carbono de la siguiente manera:

Módulo estándar de hasta 250 GPa

Módulo Intermedio de 250-350 GPa

Alto módulo de 350-500 GPa

Ultra alto módulo mayor de 500 GPa

Tres tipos de fibra polimérica han encontrado uso en la construcción de carreras de coches, siendo estos "aramidas", "Zylon" y filamentos de polietileno altamente orientadas. Las fibras de aramida, conocidos por su nombre comercial "Kevlar", se asemejan a las fibras inorgánicas (carbono y vidrio) en términos de propiedades de tracción, pero tienen muchas más bajas resistencias a la compresión, menor densidad y la dureza es considerablemente mayor, y se han empleado tradicionalmente para mejorar el rendimiento en impacto (en particular daños de un objeto extraño de piedras, etc) y resistencia a la abrasión. Otra fibra de aramida de uso generalizado es un material de fibras cortas menos orientadas, que es el conocido como "Nomex" que se emplea en material de núcleo hexagonal [1,10,11].

Las principales propiedades mecánicas de materiales compuestos se rigen en su mayor parte por las propiedades de las fibras, su fracción de volumen, la orientación a la tensión aplicada y de su "arquitectura" dentro de la estructura. Cintas UD ofrecen la mejor definición de propiedades de la fibra debido a que las fibras no se rizan en comparación a otra forma distorsionada como en materiales pre impregnados de tela. Además, el contenido de resina es por necesidad más alta en tejidos pre impregnados, reduciendo así las propiedades mecánicas debido a una fracción en



volumen de fibras inferior. En general, existen tres razones para el empleo de productos tejidos en estructuras de materiales compuestos: su facilidad de conformidad con geometrías complejas (capacidad de adaptación) reducido tiempo de fabricación y resistencia al daño mejorado.

Son posibles un gran número de variaciones en las propiedades de los materiales compuestos de tejidos mediante la combinación de diferentes hilos y tejidos, lo que permite al diseñador una amplia gama de propiedades de laminado. El patrón de la tela, o de la construcción, es un sistema de coordenadas xy. El eje y representa el eje largo del rollo de tejido y se conoce como la dirección de la urdimbre. El eje x es el ancho del rollo que se conoce como la dirección de la trama.

Un tejido que se describe como "equilibrado" si el mismo hilo y el peso se utilizan en ambas direcciones. Hay básicamente tres estilos de tejido utilizados en la industria de los compuestos. Son tela cruzada, llano, y tejidos de satén [1,12,13].

Un diagrama esquemático de algunos de los tejidos más comúnmente usados se da en la figura 1.15.



Figura 1.14 .Modulo chasis vehículo de competición.

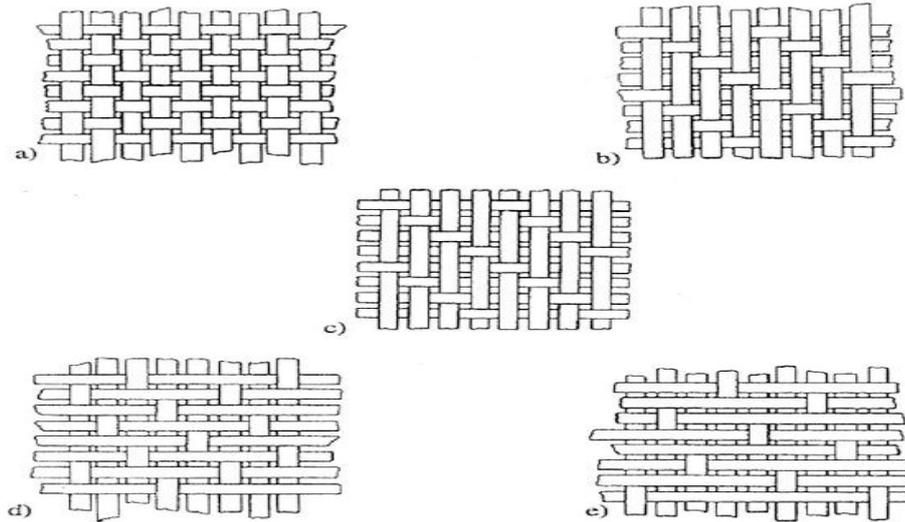


Figura 1.15. . Estilos de tela usados comúnmente en materiales compuestos: (a) de ligamento tafetán; (b) 2 x 2 sarga; (c) 4 x 4 sarga; (d) 5-arnés satinado; (e) 8-arnés de satén [11].

Para el diseño correcto las estructuras compuestas se colocan de tal manera como para equilibrar el laminado, tan cerca como sea posible alrededor de su eje neutro.



#### 1.4 OBJETIVO DEL PRESENTE TRABAJO

En este trabajo se analiza teórica y experimentalmente la estructura y propiedades mecánicas de paneles sándwich fabricados con piel de laminados a base de tejidos de fibras de carbono CFRP o de vidrio, y con alma de panal de abeja de aluminio (honeycomb), empleados en la construcción de estructuras de chasis monocasco de vehículos de competición. El objetivo global del trabajo es, por una parte, el análisis estructural y por otra, la determinación experimental de valores de resistencia y rigidez, que permitan su completa caracterización para modelización mediante elementos finitos. Se correlacionan los factores de composición, estructura y diseño con las propiedades mecánicas de rigidez, resistencia y modos de colapso.



## **2. ESTRUCTURAS SANDWICH**



## 2.1 CARACTERÍSTICAS DE UN PANEL SÁNDWICH

Las primeras estructuras de materiales compuestos fueron tipo "sándwich", y se obtenían ensamblando por pegado (o soldadura) dos láminas delgadas y de alta resistencia, denominadas pieles, y una placa gruesa de material ligero, denominada núcleo, de bajas características mecánicas.

Los paneles sándwich pueden ser contruidos de una gran variedad de formas y con una gran variedad de materiales, pero la mayoría de las estructuras sándwich empleadas en construcciones aeronáuticas y automovilísticas están fabricadas con láminas de material compuesto de fibra de carbono o fibra de vidrio, que forman las caras que se unen al núcleo.

El análisis estructural del presente documento se va a centrar en un panel sándwich con núcleo tipo "honeycomb", con los bordes biselados y las caras constituidas por un material ortótropo, como el que se muestra en la Figura 2.1.

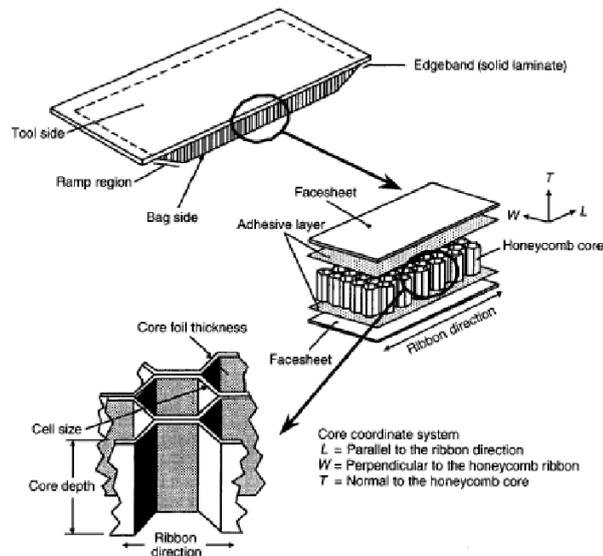


Figura 2.1. Esquema de panel sándwich con núcleo nido de abeja

La cara plana se denomina cara útil, y la opuesta se denomina cara bolsa. Ésta denominación se la deben al proceso de fabricación mediante bolsa de vacío, donde la cara útil es la que apoya en el útil de fabricación, y la cara bolsa es la que está en contacto con la bolsa de vacío.

La cara bolsa sigue el contorno del núcleo, formando una pendiente hasta que termina el núcleo y se encuentra con la cara útil. La región donde se unen cara útil y cara bolsa se denomina pista, y la zona donde el núcleo tiene espesor constante se llama zona "bulk".

El material del núcleo se elige para aligerar el peso de la estructura, y debe ser compatible con el material de las láminas de los revestimientos, y con los métodos de fabricación usados para unir las caras al núcleo. Si se eligen los materiales del núcleo y de las caras de forma apropiada, se pueden conseguir relaciones de rigidez y resistencia frente al peso mayores de las que se pueden alcanzar con otros tipos de estructuras.



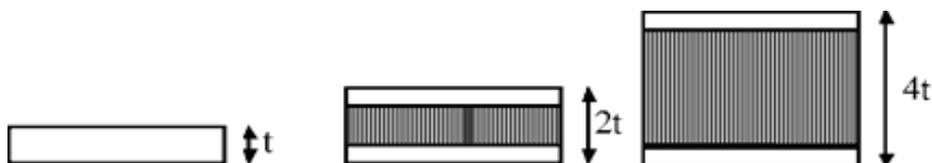
Este tipo de construcción permite obtener elevados valores de rigidez a flexión con un peso mínimo, en comparación con los laminados monolíticos. En la mayoría de los casos, la principal razón por la que se usan las estructuras tipo sándwich es por el ahorro de peso, pero también aportan otras ventajas.

En la selección de este tipo de estructuras frente a las monolíticas se deben considerar las complicaciones de fabricación derivadas, que pueden hacer aumentar los costes por encima de las construcciones monolíticas [10,11,12,13].

Entre las características más favorables de estos materiales de cara a su aplicación, cabe citar las siguientes [12]:

a) **Ligereza.** Así, por ejemplo, la cúpula de San Pedro en Roma, realizada a base de piedra, tiene una densidad área de 2600 kg/m<sup>2</sup>. Si se hubiese utilizado material compuesto tipo sándwich -cosa imposible por la época en que se construyó- a base de acero en las pieles junto con un núcleo de espuma de poliuretano, la densidad área resultante hubiera sido de 33 kg/m<sup>2</sup>.

b) **Rigidez a flexión.** Para ilustrar este aspecto, en la Figura 2.2 se muestra una comparación entre la rigidez a flexión, resistencia y peso de varias configuraciones estructurales para una placa. La primera, de izquierda a derecha, que además es la que se toma como referencia asignando un valor unidad a las propiedades anteriormente enumeradas, corresponde a una placa de aluminio de espesor  $t$ . En la segunda, las pieles son de aluminio y el espesor total es  $2t$ . Lo mismo ocurre con la tercera configuración sólo que, ahora, el espesor es  $4t$ .



<b>Espesor núcleo</b>	<b>0</b>	<b>t</b>	<b>3 · t</b>
<b>Rigidez flexión</b>	1	7	37
<b>Resistencia</b>	1	3.5	9.25
<b>Peso</b>	1	1.03	1.06

Figura 2.2. Efecto del espesor del núcleo en la rigidez y resistencia a flexión y en el peso de la estructura

De la comparación entre los valores de la tabla anterior se desprende que, sin prácticamente aumento de peso, la rigidez a flexión se incrementa considerablemente en las soluciones segunda y tercera respecto de la primera, sucediendo lo mismo con la resistencia.

c) **Aislamiento térmico.** Los materiales tipo sándwich tiene gran capacidad aislante. Comparando una placa metálica, de 2 mm de espesor y un panel tipo sándwich de 7 mm de espesor, siendo el núcleo de espesor de 5 mm; las potencias caloríficas que se transmitirían serían de 1 Mw para la placa metálica y de 300 w para la placa sándwich, lo que demuestra la capacidad de aislamiento térmico que ofrecen estos materiales tipo sándwich.



Las características menos favorables derivadas de la utilización de este tipo de materiales son:

- Mal aislamiento acústico.
- Mala resistencia al fuego de determinados materiales que se utilizan como núcleo.
- Los riesgos de fuego son más elevados que cuando se utilizan materiales estructurales clásicos.
- Punzonamiento o hundimiento local. Es sensible a cargas de impacto, se produce fallo del núcleo a compresión cuando los revestimientos son muy delgados.
- Baja hermeticidad frente al agua, lo que puede provocar la degradación del adhesivo y posteriormente del núcleo. Se suele dar debido al pequeño espesor del laminado que constituyen los revestimientos en la zona bulk.

Una estructura sándwich presenta buen comportamiento a fatiga, debido a que las caras están unidas de forma continua al núcleo, lo que hace que las tensiones residuales sean mínimas.

En las estructuras sándwich con núcleo tipo "honeycomb" (nido de abeja) las caras no están continuamente apoyadas en el núcleo. Cada celda del "honeycomb" deja una porción de cada una de las caras de la estructura sin apoyar, y debe constituir un parámetro crítico en el diseño de una estructura sándwich, dependiendo de la geometría de la celda y de las propiedades de las caras.

En cuanto a la fabricación de las estructuras sándwich, los revestimientos se pueden curar separadamente y pegar posteriormente al núcleo, cocurar con el núcleo en una única operación o se pueden combinar ambos métodos. El primer tipo de procedimiento asegura un buen acabado superficial de los revestimientos pero puede presentar problemas de ajuste



entre los revestimientos y el núcleo. El segundo tipo de procedimiento, por el contrario, suele presentar un pobre acabado superficial aunque el ajuste con el núcleo es mucho mejor. El acabado superficial se puede mejorar utilizando un segundo revestimiento cocurado con el primero o curado en un ciclo posterior. Los revestimientos cocurados suelen presentar peores propiedades mecánicas.

## 2.2 COMPONENTES DE UNA ESTRUCTURA SÁNDWICH

Como se ha comentado anteriormente, las estructuras tipo sándwich están formadas por dos láminas delgadas o pieles que encierran al núcleo. Esquemáticamente, se muestra la configuración de este tipo de materiales en la siguiente figura, donde sólo se representa la zona bulk de un panel sándwich

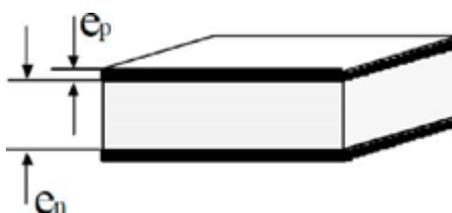


Figura 2.3. Esquema de una estructura tipo sándwich

Dónde:

$e_p$ : espesor de la piel

$e_n$ : espesor del núcleo

$e_a$ : espesor del adhesivo (unión entre piel y núcleo)



$\rho_n$ : Densidad del núcleo

Los valores geométricos característicos, así como el intervalo para los valores típicos densidad del núcleo, de este tipo de materiales son:

$$10 < e_n/e_p < 100$$

$$0.25\text{mm} < e_p < 12.7\text{mm}$$

$$20\text{kg/m}^3 < \rho_n < 1000\text{kg/m}^3$$

$$0.025\text{mm} < e_a < 0.2\text{mm}$$

A continuación se describen las principales características de los tres componentes que constituyen un panel sándwich de los empleados en la industria automovilística

### 2.2.1 PIELES

Los revestimientos o pieles se definen como los laminados de material compuesto que encierran al núcleo en un sándwich. Asimismo, un material compuesto se puede describir como la unión de una resina, que constituye la matriz, con otro material más resistente, las fibras. De forma esquemática:

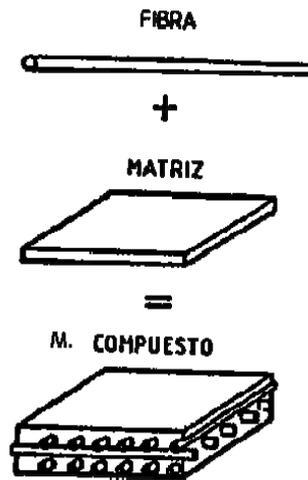


Figura 2.4. Material compuesto

Se suele definir el material compuesto como la combinación a escala macroscópica de dos o más materiales con interfases de separación entre ellos para formar un nuevo material.

En la siguiente figura se presenta una clasificación de los materiales compuestos [15].



Figura 2.5. Clasificación materiales compuestos.

Los materiales compuestos se suministran en forma de rollos de material pre impregnado (fibra impregnada en matriz), de pesos, anchuras y espesores variables.

Este proyecto se centra en el estudio de paneles sándwich, cuyas pieles están constituidas de material compuesto reforzado con fibras en dos direcciones. A estas láminas con refuerzo bidireccional entrelazados en direcciones perpendiculares se les denomina tejidos. Las propiedades mecánicas vienen determinadas por las direcciones de los refuerzos, trama y urdimbre. La trama es perpendicular al borde longitudinal del pre impregnado, mientras que la urdimbre es paralela al mismo.

En la Figura 2.6 se presenta un rollo de material compuesto tejido, donde se puede observar que la fibra que va en la dirección de la trama permanece recta en el plano, mientras que la que va en la dirección de la urdimbre es la que va entrelazándose, y por tanto se curva.

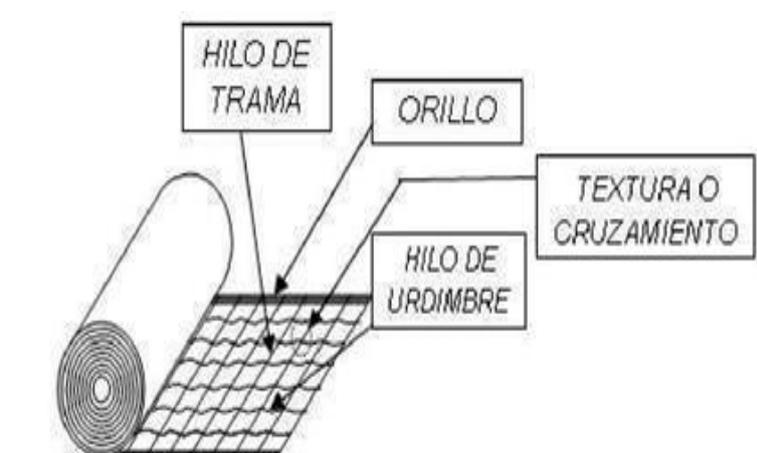


Figura 2.6. Rollo de tejido

Las propiedades mecánicas de un tejido vienen definidas por las direcciones de trama y urdimbre, y normalmente son más bajas que las de un pre impregnado tipo cinta en la dirección de las fibras, en los cuáles las fibras van en una sola dirección. Los tejidos son más fáciles de trabajar que las cintas, sobre todo en estructuras complejas con curvaturas complicadas.

En los materiales de fibra continua la carga es soportada fundamentalmente por las fibras, siendo la principal función de la matriz el mantener unidas a las fibras y protegerlas. El modo de fallo en estos compuestos viene gobernado por las fibras, salvo para fracciones volumétricas de fibra muy bajas.



Las fibras más usadas son las de carbono, vidrio, boro (en menor medida) y las orgánicas (registradas como Kevlar). “ Para la matriz se suele emplear resinas epoxi y poliéster, aunque en el sector de aplicaciones en automoción se emplean también habitualmente resinas fenólicas, por sus ventajas frente al fuego y menor toxicidad de los humos en caso de incendio. Este estudio se ha centrado sobre paneles con pieles cuyos refuerzos no se conocen a priori, siendo uno de los objetivos del trabajo determinar cuál es su estructura y composición. Según informaciones de la empresa fabricante de automóviles de competición que los emplea, se trata de tejidos con fibras de carbono y/o vidrio, con resina fenólica dado su uso en vehículos” [13,15].

Las características que suelen ser de interés en los materiales compuestos son:

- Alta resistencia específica
- Alta rigidez específica
- Baja densidad
- No conductores eléctricos
- Resistentes a la corrosión
- Larga vida a fatiga
- Amortiguan vibraciones
- Aislamiento térmico y acústico
- Resistencia a la abrasión
- Posibilidad de diseñar y modificar las propiedades mecánicas en base a su anisotropía

Como inconvenientes se puede hacer mención a:

- Elevado coste del material
- Alta sensibilidad de las propiedades mecánicas ante temperatura y humedad
- Procesos de fabricación tecnológicamente complejos
- Equipos e instalaciones de fabricación de elevado coste
- Posibilidad de inducir corrosión galvánica en contacto metálico
- Elevado esfuerzo en procesos de control de procesos
- Vida limitada antes de la polimerización

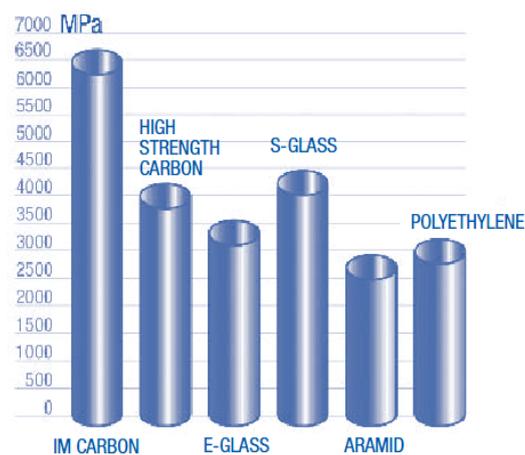


Figura 2.7. Valores del módulo de tracción de las fibras más comunes.

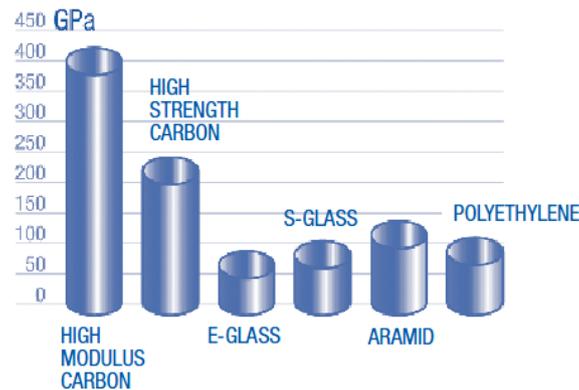


Figura 2.8. Valores del módulo de tracción de las fibras más comunes.

### 2.2.2 NÚCLEO

Dentro de los diferentes núcleos para paneles sándwich se suele emplear con profusión el denominado "nido de abeja", que consisten en láminas muy delgadas unidas unas a otras de manera que forman un conjunto de células interconectadas. Este tipo de configuración del núcleo tiene su origen en China (hace 2000 años) y se ha utilizado ampliamente en la Industria Aeronáutica (desde 1940).

El núcleo se puede definir como aquel elemento de baja densidad y bajas características mecánicas que separa los revestimientos en una estructura sándwich. Suele denominarse núcleo o core.

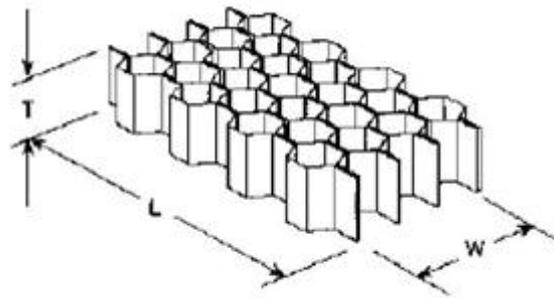


Figura 2.9. Núcleo honeycomb con celdilla hexagonal.

En cuanto al tipo de material utilizado en el núcleo, se distinguen dos grandes grupos: Los tipo panal de abeja ("honeycomb"), que suelen ser de Aluminio, Nylon o Nomex, y los de material sintético (espuma) [2,3].

Los elementos y parámetros que caracterizan a los núcleos tipo "honeycomb" son:

■ **CELDILLA:** Figura geométrica que se repite a lo largo y ancho del núcleo.

- 1) Hexagonal
- 2) Rectangular
- 3) Trébol o seta

En la Tabla 2 se puede observar la geometría de cada tipo de celdilla.

Tabla 2.1. Geometría de la celdilla

CONFIGURACIÓN	DENOMINACIÓN	APLICACIÓN
	HEXAGONAL	Es la más utilizada. Se puede fabricar por expansión y por ondulación.
	RECTANGULAR	Se fabrica sometiendo al hexagonal a una sobre-expansión en la dirección perpendicular a las superficies pegadas.
	Seta (Flex-Core)	Configuración extremadamente flexible, que puede acoplarse con facilidad a formas complejas

- NODO: Zona de pegado entre celdilla
- ESPESOR DE PARED: Espesor de la hoja que forma la celdilla
- DIRECCIÓN LONGITUDINAL: Dirección perpendicular al sentido de expansión del núcleo o la línea recta paralela a los nodos (se representa con la letra L).
- DIÁMETRO: Distancia entre lados opuestos de una celdilla o diámetro del círculo inscrito en una celdilla.

- ALTURA: Distancia entre las caras externas del núcleo.
- DENSIDAD: Parámetro que depende del espesor de hoja, del material y diámetro de la celdilla.

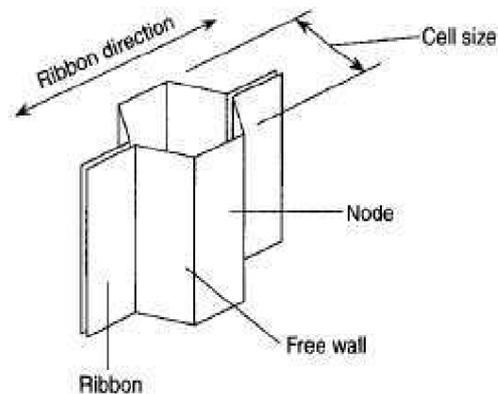


Figura 2.10. Celdilla hexagonal de una estructura honeycomb.

Los núcleos tipo "honeycomb" presentan las siguientes características:

- Soportan cargas a compresión y a tracción.
- Tienen excelente rigidez y resistencia específica. Bajo peso.
- Tiempo y coste de fabricación reducidos.
- Se utilizan en zonas donde no se requieran grandes sollicitaciones mecánicas



## TIPOS DE NIDO DE ABEJA [2]

Los nidos de abeja pueden ser fabricados utilizando un material base metálico u otro no metálico. A continuación se resumen los materiales más utilizados.

Metálicos. Se pueden emplear diferentes aceros y aleaciones ligeras, principalmente de aluminio. Entre ellas se encuentran:

- Al 3003 o similares, normalmente empleada en usos comerciales no aeronáuticos y comercializada como “commercial grade aluminium honeycomb”. Presenta menor coste y menores propiedades mecánicas que las aleaciones Al-Mg o Al-Cu de uso aeronáutico siguientes:
- Al 5052 Aleación muy utilizada en la industria aeronáutica debido a que es resistente a la corrosión.
- Al 5056 Esta aleación presenta también una buena resistencia a la corrosión, con unas propiedades mecánicas mejores que la Al5052.

No metálicos.

- Tejidos de fibra de vidrio impregnados con resina. Presentan un excelente comportamiento a altas temperaturas y unas bajas constantes dieléctricas.
- NOMEX® (Fibra de aramida/ resina fenólica). Se caracterizan por su alta resistencia y tenacidad.
- Cartón Kraft con resina fenólica. Este material es muy utilizado por su bajo costo y alta resistencia.
- Fibra de carbono/resina epoxi.
- Tejido Kevlar/resina epoxi.



Los nidos de abeja metálicos resultan baratos y resistentes, mientras que los no metálicos son insensibles a la corrosión y resultan buenos aislantes térmicos.

Tabla 2.2 .Principales características de los núcleos de Aluminio [5]

METALLIC											
	Product type	Strength	Stiffness	Dielectric Performance	Max Service Temp. °C (°F)	Thermal Conductivity/ Characteristics	Product Form	Density Range kg/m <sup>3</sup> (lb/cf)	Recommended For Energy Absorption	Treatment Options	Environmental Resistance
<b>ALUMINIUM</b>	CR-PAA/CRIII 5052 Aerospace Grade Aluminium Honeycomb	High	Very High	Low Transmission	175 (350)	High	Hexagonal cell	16 to 192 (1 to 12)	Yes	CRIII Corrosion resistant coating that meets MIL-C-7438 Specifications	Good
							OX cell	42 to 169 (2.5 to 10.5)			
							Rigicell* (corrugated)	168 to 880 (10.5 to 55)	Yes	CR-PAA treated and primed	Excellent
							Flexcore	34 to 128 (2 to 8)			
	Double-Flex	44 to 77 (3 to 5)									
	CR-PAA/CRIII 5056 Aerospace Grade High Performance Aluminium Honeycomb	High	Very High	Low Transmission	175 (350)	High	Hexagonal cell	16 to 147 (1 to 9)	Yes	CRIII Corrosion resistant coating that meets MIL-C-7438 Specifications	Good
						Flexcore	34 to 128 (2 to 8)		CR-PAA treated and primed	Excellent	
	ACG Commercial Grade Aluminium Honeycomb	High	Very High	Low Transmission	175 (350)	High	Hexagonal cell	27 to 83 (1.7 to 5.2)	Yes	CRF Chromium free coating (available in Europe)	Good

Tabla 2.3 .Principales características de los núcleos de Aramida [5]

NON-METALLIC											
	Product type	Strength	Stiffness	Dielectric Performance	Max Service Temp. °C (°F)	Thermal Conductivity/ Characteristics	Product Form	Density Range kg/m <sup>3</sup> (lb/cf)	Environmental Resistance	Cost	
<b>ARAMID</b>	META - ARAMID PAPER	HRH-10 Aerospace Grade Aramid/Phenolic	High	Low	Good Transmission	175 (350)	Low	Hexagonal cell	24 to 144 (1.5 to 9)	Excellent	Moderate
								OX cell	29 to 72 (1.8 to 4.5)		
								Flexcore	40 to 88 (2.5 to 5.5)		
	META - ARAMID PAPER	HRH-78 Commercial Grade Aramid/Phenolic	High	Low	Good Transmission	175 (350)	Low	Hexagonal cell	32 to 144 (2 to 9)	Excellent	Moderate
								OX cell	29 to 72 (1.8 to 4.5)		
		HRH-310 Aramid/Polyimide	High	Low	Excellent Transmission	175 (350)	Low	Hexagonal cell	29 to 80 (1.8 to 5)	Excellent	High
	PARA - ARAMID	HRH-36 Kevlar* Paper/Phenolic	High	High	Good Transmission	175 (350)	Low	Hexagonal cell	24 to 96 (1.5 to 6)	Excellent	High
								OX cell	32 to 48 (2 to 3.0)		
								Flexcore	32 to 56 (2 to 3.5)		
	HRH-49 Woven Kevlar*/Epoxy	High	Low	Good Transmission	175 (350)	Very Low	Hexagonal cell	34 (2.1)	Excellent	High	



Tabla 2.4 .Principales características de los núcleos con fibra de vidrio [5]

NON-METALLIC										
	Product type	Strength	Stiffness	Dielectric Performance	Max Service Temp. °C (°F)	Thermal Conductivity/ Characteristics	Product Form	Density Range kg/m <sup>3</sup> (lb/cf)	Environmental Resistance	Cost
GLASS	HRP Fibre Glass/Phenolic	High	Moderate	Good Transmission	175 (350)	Low	Hexagonal cell	32 to 192 (2 to 12)	Excellent	Moderate
							OX cell	51 to 112 (3.2 to 7)		
							Flexcore	40 to 88 (2.5 to 5.5)		
	HFT Bias Weave Fibre Glass/Phenolic	High	High	Good Transmission	175 (350)	Low	Hexagonal cell	32 to 128 (2 to 8)	Excellent	High
							OX cell	96 (6.0)		
HRH-327 Bias Weave Fibre Glass/Polyimide	High	High	Excellent Transmission	260 (500)	Low	Hexagonal cell	51 to 128 (3.2 to 8)	Excellent	Very High	
HDC Fiberglass/Phenolic	High	Moderate	Good Transmission	175 (350)	Low	Hexagonal Cell + Reinforced	16.0 to 17.5 (256 to 280)	Excellent	High	

## MÉTODOS DE FABRICACIÓN DEL NUCLEO EN NIDO DE ABEJA.

A continuación se resumen los dos métodos de fabricación de núcleos de nido de abeja [15].

- **Expansión.** Se utiliza tanto para metales como para no metales. La mayoría de los nidos de abeja se fabrican mediante este procedimiento. Sobre láminas del material elegido se distribuye un adhesivo en líneas paralelas, apilando unas láminas sobre otras y curando el conjunto a elevada temperatura en una prensa. Una vez curado se procede a la expansión del bloque.
- **Corrugación.** Se emplea sólo en metales. Las láminas del material seleccionado pasan por unos rodillos corrugadores que le dan a forma final. Posteriormente se aplica el adhesivo y se construye la estructura de nido de abeja.

### 2.2.3 ADHESIVO

Con el fin de unir la piel al núcleo se suele colocar una capa de adhesivo entre ellos.

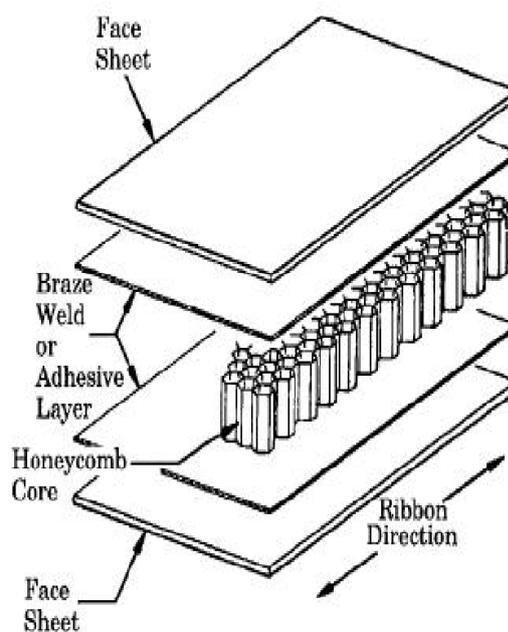


Figura 2.11. Componentes de una estructura sándwich.

Dependiendo del procedimiento que se emplee para la fabricación del sándwich se suele utilizar un film de adhesivo o no. Si se lleva a cabo un procedimiento de precurado, en el cual se forman los empilados de fibra en una primera fase y después se unen al núcleo, es necesario emplear una



capa de adhesivo entre cada revestimiento y el núcleo. En cambio, si se fabrica mediante cocurado no es necesario emplear una capa de adhesivo, ya que la resina de las láminas de fibra puede actuar como medio de unión entre los revestimientos y el núcleo [13].

### 2.3 COMPORTAMIENTO MECÁNICO

En este tipo de estructuras las caras de material compuesto resisten casi todas las cargas en el plano y los momentos de flexión fuera del plano, proporcionan casi toda la rigidez a flexión porque tienen un módulo de elasticidad más alto que el del núcleo, y están situadas a una mayor distancia del eje neutro de la estructura. El núcleo proporciona distancia entre las caras y les transmite el cortante como una flexión alrededor del eje neutro de la estructura. El núcleo también suministra la rigidez a cortante a través del espesor y estabiliza las cargas en las caras, así las caras se pueden cargar a niveles de tensión más altos que los que puede soportar cualquier placa delgada sometida a cargas de pandeo.

La idea básica que permite entender la funcionalidad, en cuanto a resistencia mecánica en este tipo de estructuras, es que al separar los revestimientos se consigue aumentar la rigidez a flexión. Los revestimientos actúan de forma similar a las alas de una viga en I, soportando las cargas de flexión mediante tracción del ala inferior y compresión del ala superior (suponiendo una carga de flexión que tracciona el ala inferior y comprime el superior). El núcleo hace una función similar al alma de la viga, resistiendo las cargas de cortadura transversal.

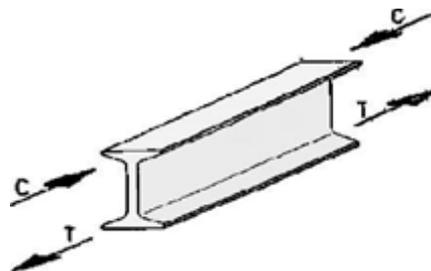


Figura 2.12. Esfuerzos sobre una viga

Por tanto, las siguientes hipótesis son las tenidas en cuenta en las estructuras sándwich en cuanto al comportamiento mecánico:

- Los revestimientos resisten todas las cargas en el plano y los momentos flectores.
- El núcleo separa los revestimientos y transmite cortadura entre ambos de manera que se pueden considerar efectivos respecto de un eje neutro común. Otra misión del núcleo es evitar que los revestimientos pandeen por separado.
- Las cargas fuera del plano se suponen reaccionadas por el núcleo.

Aunque la rigidez a flexión se ve incrementada significativamente con respecto a una construcción monolítica con el mismo peso, no ocurre lo mismo con la rigidez plana y la resistencia.

Para entender la forma de trabajo de un panel tipo sándwich es necesario diferenciar las formas de trabajo de las pieles y el núcleo. Las pieles soportan las cargas inducidas por la flexión y el núcleo el esfuerzo cortante que actúa sobre el panel. Es decir, las pieles trabajan como laminados solicitados por cargas en su plano, soportando el momento flector que aparece sobre el panel. Para comprender mejor el comportamiento de un

panel sándwich, aunque esto se desarrollará con más profundidad posteriormente, considérese una viga en voladizo, sometida a una carga por unidad de longitud perpendicular al plano del papel de valor  $P$ . Como se observa en la figura 2.13, en una sección genérica de la viga, el momento flector será  $P \cdot x$  y el esfuerzo cortante  $P$ .

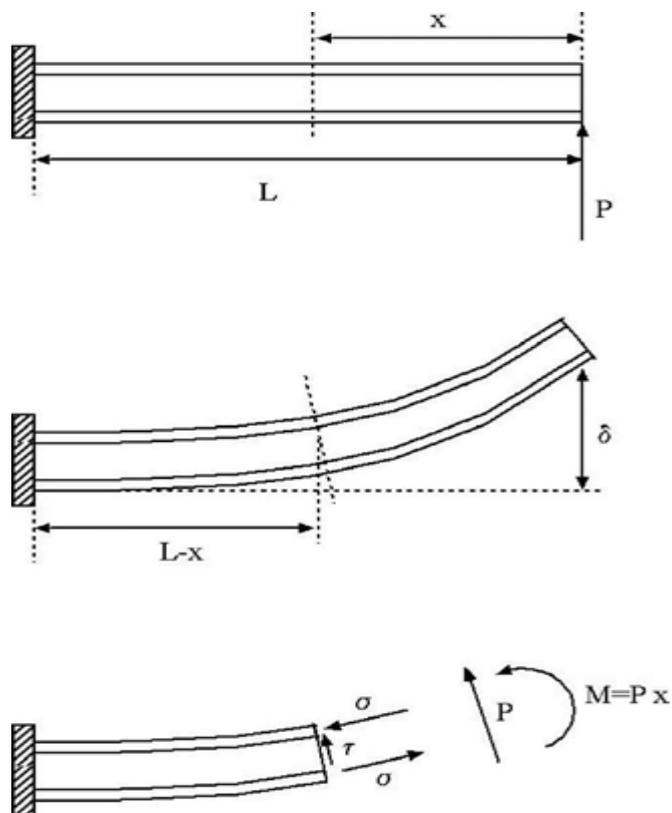


Figura 2.13. Viga con carga aplicada

Las pieles trabajan en su plano sometidas a compresión -la piel superior- y a tracción la inferior. La tensión  $\sigma$  se considera constante a través del

espesor de la piel y no se producen estados de cizalladura fuera del plano de la misma. El núcleo trabaja a cortante: no sufre ninguna deformación por flexión. Adicionalmente se supone que, la tensión tangencial  $T$ , es constante a través del espesor del núcleo. Los valores de las tensiones  $\sigma$  y  $\tau$  pueden calcularse, en función de los esfuerzos que parecen, como:

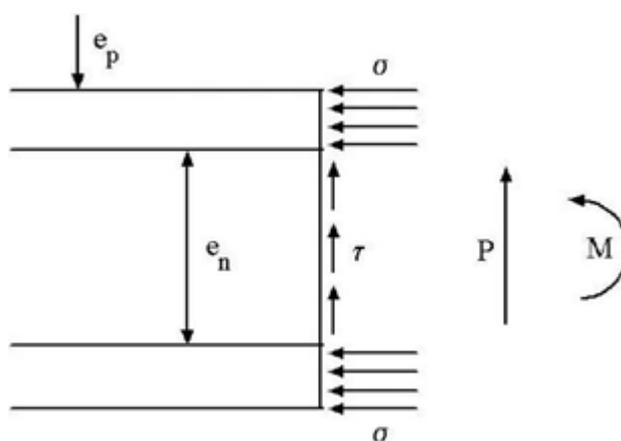


Figura 2.14. Tensión normal, cortante y momento flector.

$$\sigma = M \div (e_p \times e_n) \quad (2.1)$$

$$\tau = \frac{P}{e_n} \quad (2.2)$$

El cálculo de  $\delta$  (flecha de la viga en ménsula) se puede hacer utilizando las fórmulas de Resistencia de Materiales haciendo las siguientes equivalencias:



$$E * I \approx E_f e_p \frac{(e_n + e_p)^2}{2} \quad (2.3)$$

$$G * Q \approx G_c * (e_n + 2e_p) \quad (2.4)$$

Donde:

- $E_f$  = Módulo de elasticidad de las pieles
- $G_c$  = Módulo de elasticidad a cortadura del núcleo
- $\sigma$  = Tensión normal en la piel
- $\tau$  = Tensión de cortadura en el núcleo
- $M$  = Momento flector
- $P$  = Carga aplicada
- $E.I$  = Rigidez a flexión equivalente de la viga
- $G.Q$  = Rigidez a cortante equivalente de la viga

## 2.4 CARACTERIZACIÓN DEL COMPORTAMIENTO MECÁNICO DE UN PANEL SANDWICH.

La caracterización mecánica de un panel sándwich se realiza mediante el ensayo de flexión en cuatro puntos, tal como se indica en la figura 2.15. Como resultados de este ensayo se pueden obtener: la máxima tensión en las pieles, la tensión tangencial y el módulo de rigidez (G) del núcleo.

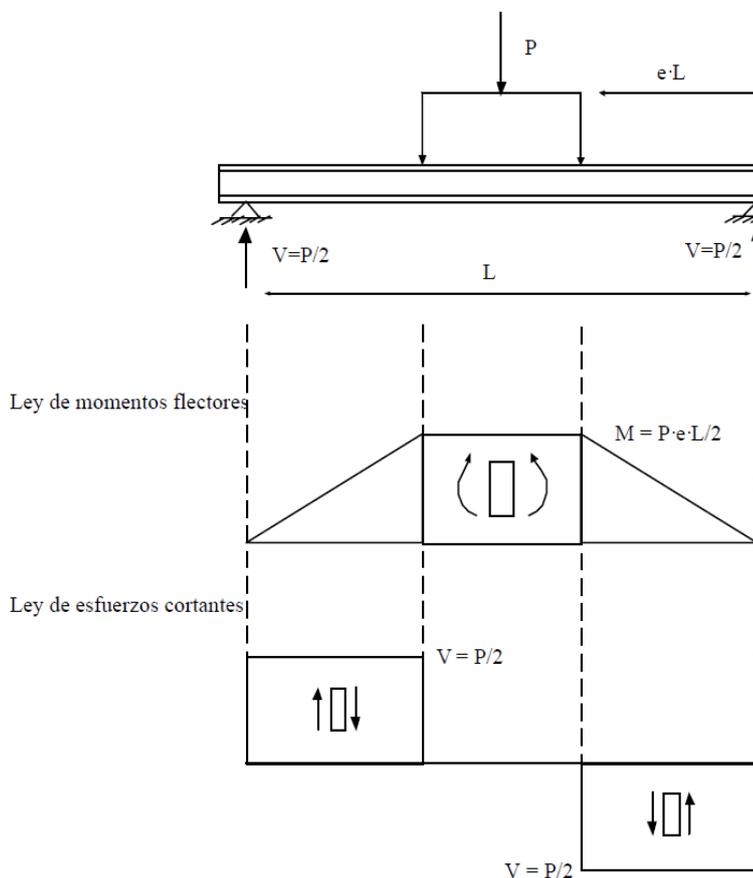


Figura 2.15. Diagrama de esfuerzos



Los datos de este ensayo son: Geometría de la viga

- $B$  = Ancho de la viga
- $e$  = Espesor total del panel sándwich ( $e = 2 \cdot e_p + e_n$ )

Propiedades de la piel y del núcleo

$\gamma$  = Coeficiente de Poisson de la piel

$E_f$  = Módulo de elasticidad de la piel

$A_n$  = Área a cortante

$D$  = Rigidez a flexión

$I$  = Momento de inercia respecto al eje neutro

De este ensayo se obtiene un registro de la carga aplicada frente al desplazamiento del punto medio de la viga, a partir del cual es posible construir la curva de la Figura 2.16.

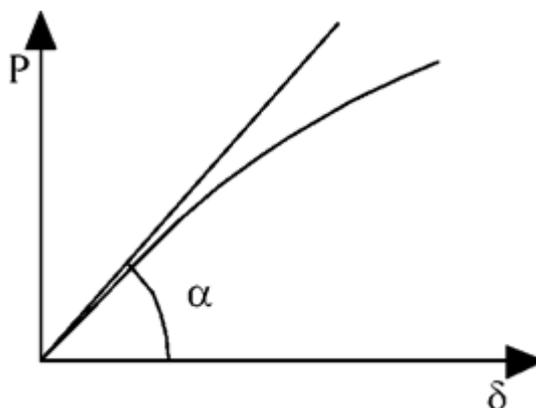


Figura 2.16. Registro fuerza-desplazamiento obtenido de un ensayo de flexión

A partir de esta curva y considerando los diagramas de esfuerzos representados se determinan la tensión cortante en el núcleo, la máxima deflexión, tensión en las pieles y módulo de rigidez, estos cálculos se harán de acuerdo a la norma ASTM C 393 – 00, y se indicaran en la parte de procedimientos experimentales del presente documento.

## 2.5 MODOS DE FALLO

Se consideran pertenecientes a este grupo los fallos producidos, en pieles y núcleo, cuando se superan los valores de resistencia última del material [18,17].

### Fallo de las pieles

- Rotura tensión plana



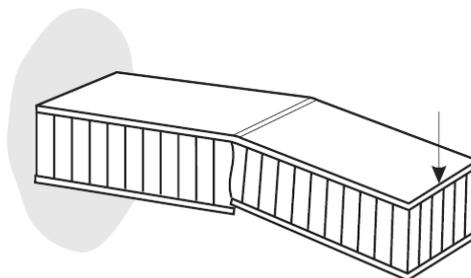
- Cortadura interlaminar

### Fallo del núcleo

- Fallo por cortadura transversal
  - Cortadura del núcleo
  - Despegue de la unión núcleo-piel
- Aplastamiento del núcleo
- Tensión o compresión plana en zonas de rampa

Los materiales de la piel y el núcleo deben ser capaces de soportar tensiones de tracción, compresión y corte inducidos por la carga de diseño.

La piel de adhesivo de base debe ser capaz de transferir las tensiones de corte entre la piel y el núcleo.



Skin compression failure

Figura 2.17. Fallo por compresión de la piel

El panel sándwich debe tener suficiente rigidez a flexión y a cortante para evitar la deflexión excesiva.

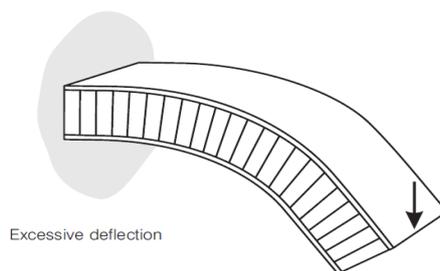


Figura 2.18. Fallo por deflexión excesiva

El espesor del núcleo y el módulo de cizallamiento deben ser adecuados para evitar que el panel pandee bajo cargas de compresión finales.



Figura 2.19. Fallo por pandeo del panel

El espesor del núcleo y el módulo de cizallamiento deben ser adecuados para evitar que el núcleo rompa de forma prematura por cortante debido a cargas de compresión en los extremos.

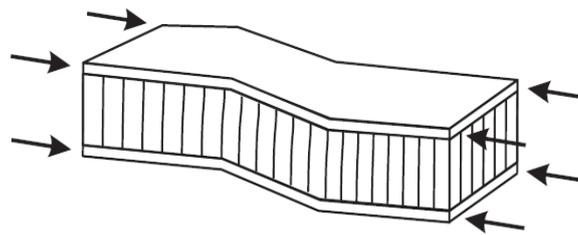


Figura 2.20. Fallo por efecto rampa

El módulo de compresión de la cara de la piel y la resistencia del núcleo a compresión debe ser alta para evitar un fallo por arrugas de la piel.

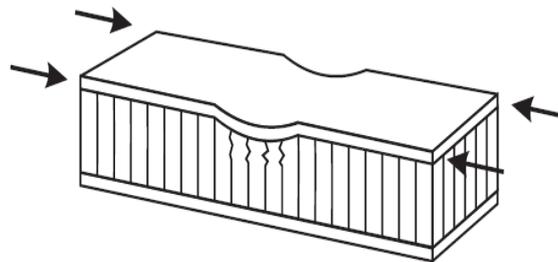


Figura 2.21. Fallo por piel arrugada

Para una determinada piel, el tamaño de las celdas del núcleo debe ser lo suficientemente pequeño como para evitar el pandeo interior de la piel y las celdas.

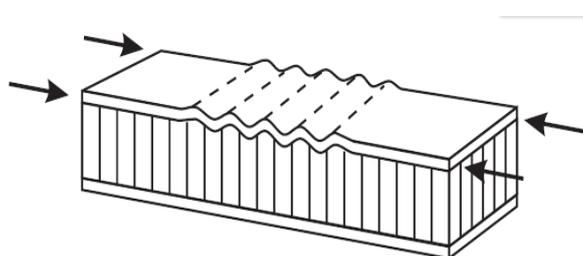


Figura 2.22. Fallo por pandeo interior

La resistencia a la compresión local del núcleo debe ser adecuada para aguantar las cargas locales sobre la superficie del panel.

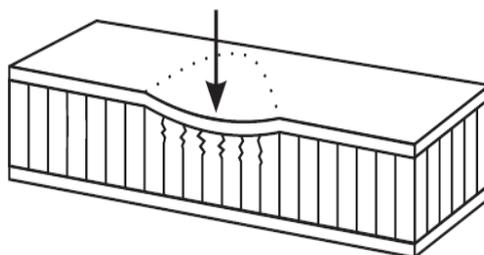


Figura 2.23. Fallo por indentación del núcleo

Un modo de fallo muy común en estas estructuras es la rotura de las pieles por tensión plana [17].

La rotura de las pieles puede ocurrir bien en la cara a compresión o bien en la cara a tracción, pudiendo estar causada por un insuficiente espesor del panel sándwich, espesor o resistencia última de las pieles. Ocurre cuando la tensión en una de las caras supera el admisible en tensiones a tracción o compresión.

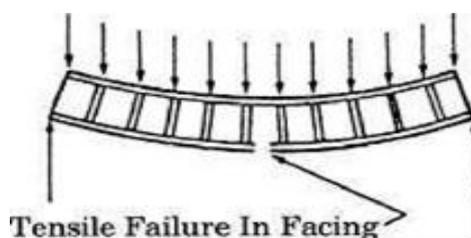


Figura 2.24. Rotura de la piel en tensión plana

Este tipo de rotura, es una rotura a nivel de lámina. Para predecir este tipo de rotura pueden emplearse cualquier criterio de fallo definido para determinar el fallo de una lámina de material compuesto ( criterio máxima deformación ,máxima tensión o TSAI-HILL ).

El “telegraphing” es un efecto exclusivo de estructuras sándwich con núcleo de nido de abeja. Como consecuencia del proceso de fabricación, al ejercerse presión sobre las pieles, éstas copian al núcleo, es decir, la geometría de la celdilla se queda grabada en la piel. Esto hace que los apilados que constituyen los revestimientos de las estructuras sándwich con núcleo de nido de abeja, presenten admisibles inferiores a los ensayados en apilados monolíticos. Los orígenes de esta pérdida de admisibles son diversos, destacándose los efectos de:

- Concentración de carga en los meniscos de resina que se forman en la adhesión con el núcleo.
- La irregularidad superficial de las pieles al apoyarse sobre el núcleo en la fase de curado bajo presión



- El bajo número de telas que integran las pieles de los paneles sándwich y que pueden conducir a fenómenos de inestabilidad bajo cargas de compresión.

En este presente trabajo los modelos de fallo más importantes son los estudiados cuando sometemos la estructura a flexión. Los valores teóricos de las cargas de colapso pueden determinarse con precisión si se establecen los posibles modos de fallo y su morfología asociada, según un procedimiento ampliamente utilizado y descrito en diversos trabajos de M. Asbhy [18].

La figura 2.25 siguiente muestra la configuración inicial y los parámetros determinantes del comportamiento observado, en un ensayo de flexión a tres puntos de un panel sándwich, similar al empleado en este trabajo. El parámetro “a” define la anchura del indentador y de los apoyos, cuando estos son planos. Si se emplean indentadores de tipo cilíndrico puede asumirse que el valor de  $a \approx 0$ , o bien emplear el valor de “a” correspondiente al ancho de la zona de contacto bajo condiciones de contacto hertziano.

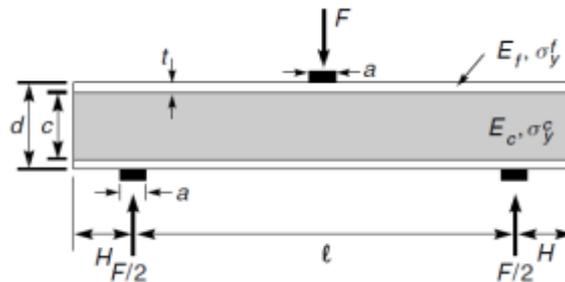


Figura 2.25. Parámetros dimensionales y de resistencia de los constituyentes en un ensayo de flexión a tres puntos. El panel presenta una anchura “b”.

Con esta configuración, que ha sido la empleada en los ensayos de este trabajo, los posibles modos de fallo, asumiendo que no se producen despegues de la piel y el núcleo, son básicamente de tres tipos:

- Fallos por rotura o plastificación de la piel (face yield or face fracture), que se producen cuando las tensiones debidas a la flexión superan los valores límite de tensión admisible en la piel  $\sigma_f$ .
- Fallos por indentación o aplastamiento local del núcleo (indentation), que se producen por hundimiento local de la piel sobre el núcleo bajo la acción del empujador. La figura 2.26 siguiente muestra la morfología del fallo. El mecanismo requiere que se produzcan rótulas por plastificación o rotura de la piel, junto con el colapso por compresión del núcleo.

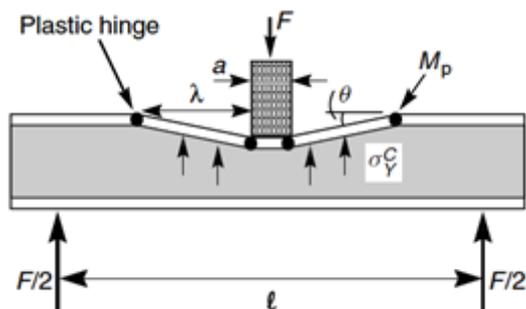


Figura 2.26: Morfología de un panel sándwich sometido a flexión en condiciones de fallo por indentación del núcleo bajo el indentador.

Fallos por cortadura del núcleo (Core shear), bajo la acción de los esfuerzos cortantes. La morfología habitual de este fallo se presenta en la figura 2.27 siguiente.

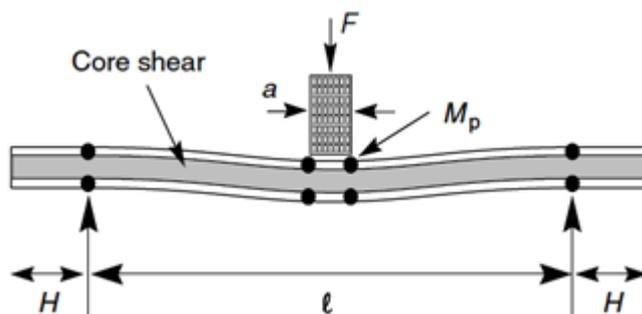


Figura 2.27: Morfología de un panel sándwich en condiciones de fallo por cortadura del núcleo.

Las fórmulas siguientes proporcionan los valores estimados de carga  $F$  que producirá el fallo para cada condición crítica o tipo de fallo [18]



- Face yield o fractura de la piel:  $F_f$

$$F_f = \frac{4bt_f(c+t_f)}{L} \sigma_f \quad (2.5)$$

- Indentación:  $F_I$

$$F_I = 2bt_f \sqrt{\sigma_c \sigma_f} + ab\sigma_c \quad (2.6)$$

- Core shear o cortadura del núcleo:  $F_c$

$$F_c = \frac{4bt_f^2}{L} \sigma_f + 2bc\tau_c \quad (2.7)$$

Donde :

$\sigma_f$  = tensión de flexión MPa

$\sigma_c$  = tensión de compresión MPa

$\tau_c$  = tensión de cizalladura MPa

$t_f$  = espesor de las pieles mm

$c$  = espesor del núcleo mm

$b$  = ancho del panel mm



a = anchura del intentador mm

l = longitud entre apoyos mm



### **3. PROCEDIMIENTO EXPERIMENTAL**

### 3.1 MATERIALES A ENSAYAR. DESCRIPCION DE LOS MATERIALES Y EQUIPOS

Las propiedades de los paneles dependen en primera instancia de su configuración y materiales constituyentes. La figura 3.1 presenta esquemáticamente los parámetros dimensionales de referencia de un panel con alma de panal de abeja. En este caso, la piel presenta el mismo espesor en ambas caras. Las pieles del panel, de espesor  $t_f$ , son las responsables de soportar las tensiones de flexión y están fabricadas con un laminado de material compuesto, de color negro. El núcleo, de espesor  $h_c$ , es un estructura “honeycomb” o de panal de abeja, de aluminio. El núcleo soporta las tensiones de cizalladura y tiene la misión de separar las caras, incrementando los valores del momento de inercia de la sección [2,3].

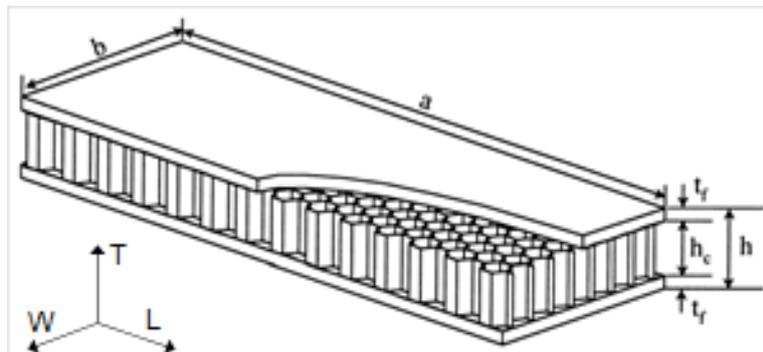


Figura 3.1. Estructura del material y dimensiones características.

Los materiales a ensayar fueron suministrados por una empresa nacional que emplea este tipo de paneles sándwich para la construcción de la estructura del chasis de vehículos de competición F3 y para vehículos deportivos de alta gama.



El material suministrado que ha sido objeto de caracterización es un panel de espesor nominal 1 pulgada, con núcleo de panal de abeja de aluminio y pieles de material compuesto con refuerzo de tejido. El color de la piel es negro, por lo que se supone a priori que puede tratarse de tejidos de fibras de carbono. No obstante, este aspecto se determinará específicamente en la fase experimental.

La configuración geométrica y propiedades generales del material se determinaron mediante procedimientos de medida convencionales.

Las características mecánicas globales se han analizado a partir de ensayos normalizados.

La cantidad de material suministrado ha sido limitada a unos recortes de paneles ya utilizados. Por ello, el número de ensayos a realizar se ha visto limitado por el escaso material disponible.

Como ya se ha indicado, el objetivo es caracterizar el comportamiento mecánico del material. Con las muestras disponibles es factible llevar a cabo diferentes ensayos, aunque no en número suficiente como para determinar todas las propiedades de interés mediante ensayos apropiados. En concreto, no resulta factible llevar a cabo ensayos de cizalladura del núcleo en las dos direcciones L y W, dadas las grandes dimensiones de las probetas necesarias, por lo que la determinación de valores del módulo a cortadura del núcleo se estimarán a partir de ensayos de flexión [4,5].

Con la muestra de material disponible, se han preparado probetas de ancho nominal 50mm, para ensayos de flexión con diferentes longitudes entre apoyos, desde L=125mm a L=450mm, y ensayos de compresión en la dirección transversal. Los ensayos se han llevado a cabo en un equipo Instron 4204 con control digital. En los ensayos de flexión se determinó la rigidez, mediante medidas de deformaciones con extensómetros de precisión 0.001mm, y la resistencia total hasta fractura, analizando los



modos de fallo característicos de los paneles: indentación, cortadura del núcleo o fallo por fluencia o rotura de la piel.

Mediante operaciones de corte se procedió a desmontar la estructura, con el fin de analizar individualmente la estructura y características de la piel y el núcleo. La morfología y dimensiones características de los componentes se determinaron mediante técnicas convencionales de medida, con amplificación óptica (Lupa estereoscópica, Microscopía óptica Nikon Microphot) y con equipos SEM Jeol JSM4500 y JSM6300, con los que también se llevaron a cabo análisis por energía dispersiva EDS para identificar composiciones de fibras y del material del núcleo. Las propiedades mecánicas de interés se correlacionan con los parámetros de fabricación del sándwich mediante ecuaciones constitutivas, que relacionan la resistencia y rigidez con las dimensiones y características globales del núcleo y de la piel. A su vez, las propiedades de la piel y del núcleo se relacionan con las proporciones y geometría de los constituyentes: tipos de tejido, fibras, aleaciones del núcleo y geometría.

## **3.2 ENSAYOS PARA MEDIDA DE PROPIEDAS MECANICAS**

### **3.2.1 ENSAYO DE FLEXIÓN**

Se ha empleado para determinar propiedades de rigidez de los paneles y para determinar la resistencia a flexión y observar los modos de fallo.

Realizado según la norma ASTM C 393 – 00 .

El ensayo de flexión puede ser llevado a cabo para determinar la rigidez a la flexión, la resistencia al cizallamiento de núcleo y el módulo de corte, o los revestimientos de resistencia de la compresión y de tracción. Estos métodos de prueba proporcionan un método estándar de obtención de los puntos fuertes del panel sándwich de flexión y rigidez.



La rigidez del sándwich y el módulo de corte de núcleo pueden ser determinada por los cálculos que implican deflexiones medidos de las muestras de flexión sándwich. Las pruebas pueden llevarse a cabo en muestras cortas y largas o en una sola muestra cargada en dos formas, y la rigidez a la flexión y módulo de corte se puede determinar mediante resolución simultánea de las ecuaciones de deflexión completos para cada tramo o cada carga. También se puede calcular el esfuerzo cortante.

### Aparatos

*Máquina de prueba*, capaz de mantener una tasa de carga controlada y que indica la carga con una precisión de  $\pm 1\%$  del valor indicado. La precisión de la máquina de prueba se verificará de conformidad con las Prácticas E 4.

*Transductor, Deflectómetro*, capaz de medir el desplazamiento con una precisión de al menos  $\pm 1\%$ .

*Micrómetro, calibrador*, capaz de medir con precisión a 0,025 mm .

### Probetas

La muestra de ensayo deberá ser rectangular en sección transversal. La profundidad de la muestra deberá ser igual al espesor de la construcción emparedada, y la anchura no será inferior al doble del espesor total, no menos de tres veces la dimensión de una celda de núcleo, ni mayor que la mitad de la longitud de tramo. La longitud de la muestra deberá ser igual a la longitud del tramo más mm 50 o más la mitad del espesor sándwich, el que sea mayor.

El diseño apropiado de una muestra de ensayo para determinar la resistencia a la compresión o tracción de los revestimientos se obtiene por un inverso de consideraciones para determinar la resistencia al cizallamiento de núcleo. Los revestimientos son más delgados y la duración se alarga de manera que se producen mayores momentos a cargas bajas lo suficiente para que la tensión tangencial admisible del



núcleo no se supere. Fallos por tensión ocurren raramente a menos que la cara de tracción sea más delgada o de otro material que la cara de compresión. El fallo en la cara de compresión puede producirse por aplastamiento real, deflexión indebidamente grande, arrugas en el núcleo o núcleo fuera de las pieles.

### Condiciones del ensayo

Cuando las propiedades físicas del material del núcleo se ven afectadas por la humedad, se deben llevar las muestras a un peso constante ( $\pm 1\%$ ) antes del ensayo, preferiblemente se realizaran los ensayos en una sala con control de la temperatura y la humedad, y las pruebas se harán preferiblemente a una temperatura de  $23 \pm 3^\circ \text{C}$  y una humedad relativa de  $50 \pm 5\%$  que serían las condiciones de control estándar.

### Procedimiento

Colocar los accesorios de carga como se muestra en la figuras. Se aplica la carga a la muestra a través de las barras de acero o bordes de cuchillo con almohadillas de carga. Si después de una prueba de ensayo, se encontró que se produce el fallo por aplastamiento local en un punto de carga, se puede colocar placas estrechas en las almohadillas de acero para evitar tales fallos. También pueden ser utilizadas almohadillas de caucho para distribuir la carga.

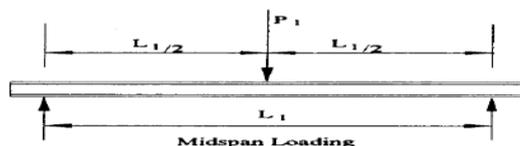


Figura 3.2. Ensayo flexión

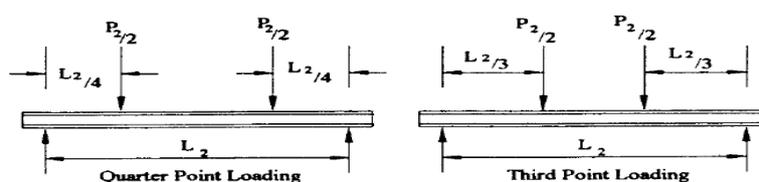


Figura 3.3 .Ensayo flexión

Medir las dimensiones de las muestras longitud en mm con una precisión de  $\pm 0.5\%$ .

Se aplica la carga a una velocidad constante que hará que el carga máxima que se produzca entre 3 y 6 min. Anotar la carga máxima.

Las curvas de carga-deflexión se pueden tomar para determinar la rigidez del sándwich y módulo de corte de núcleo. Un transductor, galga o deflectómetro se pueden usar para medir la deflexión.

A continuación se muestran las posibles configuraciones del ensayo:

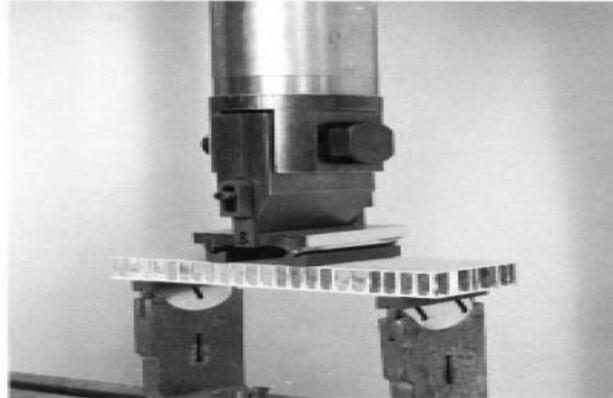


Figura 3.4. Configuración ensayo flexión



Figura 3.5. Configuración ensayo flexión



## Calculo

Cálculo de la tensión de cizallamiento de núcleo como sigue:

$$\tau = \frac{P}{(h+c)b} \quad (3.1)$$

Donde:

$\tau$  = tensión de cizallamiento, MPa

P= carga, N

h= espesor sándwich, mm

c=espesor del núcleo, mm

b= ancho sándwich, mm

Obtención de la resistencia a la cizalladura final usando la ecuación 17, donde P es igual a la carga máxima, el límite de elasticidad de cizallamiento, donde P es igual a la carga de fluencia para materiales de núcleo que producen más de 2% de deformación usando el método de 2% para compensar la resistencia a la fluencia.



Calculo la tensión frente a la flexión de la siguiente manera:

$$\sigma = \frac{PL}{2t(d+c)b} \quad (3.2)$$

Donde:

$\sigma$  = tensión de flexión Mpa

$t_i$  = espesor de la piel mm

L = longitud del vano mm

Calculo de la flecha del sándwich:

$$\delta = \frac{PL^3}{48D} + \frac{PL}{4U} \quad (3.3)$$

Donde:

$\delta$  = flecha mm

$G_c$  = módulo de corte del núcleo Mpa

$E_f$  = módulo de las pieles Mpa

D = rigidez al doblado del panel N- mm<sup>2</sup>



La rigidez a la flexión  $D$  y el núcleo de módulo de corte  $G_c$  se puede determinar a partir de la solución simultánea de las ecuaciones de deflexión como sigue:

$$D = \frac{P_1 L_1^3 [1 - (11L_2^2 / 8L_1^2)]}{48\Delta_1 [1 - (2P_1 L_1 \Delta_2 / P_2 L_2 \Delta_1)]} \quad (3.4)$$

$$G_c = \frac{P_1 L_1 c [8L_1^2 / 11L_2^2 - 1]}{\Delta_1 b (d+c)^2 [(16P_1 L_1^3 \Delta_2 / 11P_2 L_2^3 \Delta_1) - 1]} \quad (3.5)$$

### 3.2.2 ENSAYO DE COMPRESIÓN TRANSVERSAL

Realizado según la norma ASTM C 365 – 03

Este ensayo determina la resistencia a compresión y el módulo del núcleo del panel sándwich. Estas propiedades son determinadas generalmente para fines de diseño en una dirección normal al plano de los revestimientos como el núcleo sería colocado en una construcción de emparedado estructural. Los procedimientos de ensayo pertenecen a la compresión en esta dirección, en particular, pero también se puede aplicar con posibles variaciones menores en la determinación propiedades de compresión en otras direcciones.

La resistencia a la compresión y módulo son propiedades fundamentales mecánicas de los núcleos de sándwich que son utilizadas en el diseño de paneles sándwich. Los datos de deformación pueden ser obtenidos, y de una completa curva de carga-deformación es posible calcular la tensión de compresión en cualquier carga (por ejemplo, tensión de compresión al límite proporcional de carga o de compresión resistencia a carga máxima) y para calcular el módulo efectivo del núcleo.



### Aparatos de medida

- *Máquina de prueba*, capaz de mantener una tasa de carga controlada y que indica la carga con una precisión de  $\pm 1\%$  del valor indicado. La precisión de la máquina de prueba se verificará de conformidad con las Prácticas E 4.
- *Bloque de cojinete esférico*, preferiblemente de suspensión, tipo auto-alineación .
- Deflectómetro o Compresómetro, capaz de medir el desplazamiento con una precisión de al menos  $\pm 1\%$ .
- Micrómetro o calibrador, capaz de medir con precisión a 0,025 mm (0,001 pulgadas).

### Probetas

- Las muestras de ensayo deben ser de sección cuadrada, cuya superficie se inferior o igual a 10 000 mm<sup>2</sup> , pero no menor de las siguientes áreas mínimas para los distintos tipos de núcleos:

Para los núcleos continuos, tales como la espuma, la mínima área de sección transversal será de 625 mm<sup>2</sup> .

Para núcleos de células abiertas, tales como en forma de panal, que tiene células de menos de 6 mm la mínima sección transversal será de 2500 mm<sup>2</sup> y para las células de 6 mm o mayor la mínima área de la sección será de 5800 mm<sup>2</sup> .

- La altura de la probeta será elegida arbitrariamente.
- El número de muestras de ensayo y el método de su selección dependerá de la finalidad de la prueba en particular que se trate, y ninguna regla general se puede dar a cubrir todos los casos. Sin embargo, no se efectuarán menos de cinco muestras de un tipo.
- Preparar las muestras de prueba de modo que los extremos cargados sean paralelos entre sí y perpendiculares a los lados de la

probeta. Para evitar aplastamiento de los extremos de algunos núcleos de nido de abeja, es deseable reforzar los extremos con un material adecuado. Los extremos se pueden sumergir en una fina capa de los revestimientos de resina delgada o unidos al núcleo. Cuando cualquiera de estos métodos se utilizan la prueba se llama una prueba de compresión estabilizado. Cuando los bordes de la celda de panal no son revestidos, la prueba se llama prueba de compresión desnuda.

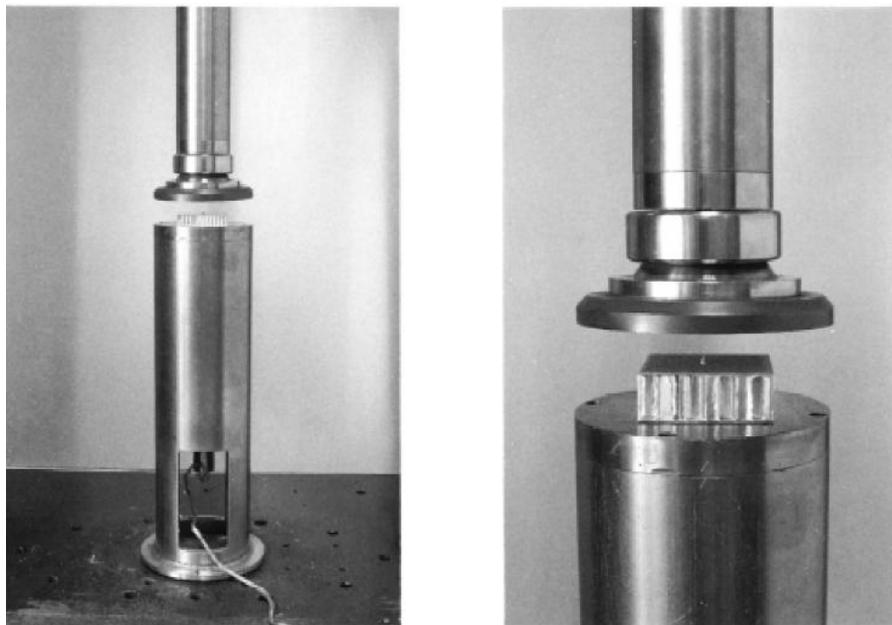


Figura 3.6. Configuración ensayo compresión



### Condiciones del ensayo

Cuando las propiedades físicas del material del núcleo se ven afectadas por la humedad, se deben llevar las muestras a un peso constante ( $\pm 1\%$ ) antes del ensayo, preferiblemente se realizaran los ensayos en una sala con control de la temperatura y la humedad, y las pruebas se harán preferiblemente a una temperatura de  $23 \pm 3$  ° C y una humedad relativa de  $50 \pm 5\%$  que serían las condiciones de control estándar.

### Procedimiento

Las dimensiones de longitud y anchura de la probeta deberá medirse con una precisión de 0,25 mm y el espesor con una precisión de 0,025 mm .

Aplicar la carga a la muestra a través de un bloque de carga esférica, preferiblemente de suspensión, tipo auto-alineación , de tal manera que el bloque distribuye la carga lo más uniformemente posible sobre toda la superficie de carga de la muestra. Se aplica la carga a una velocidad constante de movimiento de la cruceta de la máquina de ensayo y a una velocidad tal que la carga máxima se producirá entre 3 y 6 min.

Las curvas de carga-deflexión se puede utilizar para determinar el módulo de elasticidad, límite proporcional, y la carga máxima .

### Cálculo

Cálculo de la tensión de compresión :

$$\sigma = \frac{P}{A} \quad (3.6)$$



donde:

$\sigma$  = núcleo resistencia a la compresión, MPa

P = carga de rotura, N y

A = área de sección transversal, mm<sup>2</sup>

Calculo el módulo de compresión:

$$E = \frac{St}{A} \quad (3.7)$$

donde:

E = módulo de núcleo a la compresión, MPa

S = ( $\Delta p / \Delta u$ ) la pendiente de la porción lineal inicial de curva carga-deflexión, N / mm

u = desplazamiento del bloque de carga, y

t = espesor del núcleo, mm



### 3.2.3 ENSAYO DE TRACCIÓN DE PIELES

Este ensayo se realizó según la norma ASTM D 3039

Mediante este ensayo se determinan las propiedades de tracción en el plano materiales compuestos reforzados con fibras de alto módulo. Las formas de material a estudiar se limitan a aquellos compuestos de fibra continua o discontinuas reforzados con fibra en la que el laminado es equilibrada y simétrica con respecto a la dirección de prueba.

Una delgada tira plana de material que tiene una sección rectangular transversal constante se monta en las garras de una máquina de ensayo mecánico y cargada en tensión mientras se carga de grabación. La fuerza de rotura del material puede ser determinada a partir de transportar la carga máxima antes de la rotura. Si la deformación se controla con transductores de deformación o desplazamiento, entonces la respuesta de tensión-deformación del material puede ser determinada, a partir de la cual resistencia a rotura por tracción, módulo de tracción de elasticidad, el coeficiente de Poisson, y la tensión de transición pueden ser derivadas[16,17].

En esta aplicación, realizamos un ensayo en probetas de fibra de vidrio. Las probetas se prepararon con extremos con lengüetas para permitir la sujeción segura de la probeta y garantizar que las fisuras se produjeran dentro de la distancia inicial y no en la mandíbula

Para obtener resultados exactos, repetibles y maximizados para estos laminados, es necesaria una deformación bajo carga de precisión y condiciones de ensayo repetibles. Para minimizar la variabilidad de los resultados y obtener los mejores resultados posibles para estas probetas rígidas, es necesario usar una máquina que tenga una guía exacta y sea lo más rígida posible, en todas las direcciones, y mordazas accionadas que sujeten la probeta de la misma manera para todos los ensayos.



La alineación precisa de las mordazas se garantiza mediante el uso de un dispositivo de alineación ; este dispositivo permite el ajuste exacto de la angularidad y concentricidad de las mordazas con carga o sin carga. La alineación se comprueba mediante el uso de una célula de alineación con extensómetro

La medición de la deformación se puede realizar mediante un extensómetro pinzable (sobre los rangos de temperaturas aplicables), un extensómetro pegado (que registra la deformación a través de los canales de deformación de la máquina de ensayo) o un extensómetro de vídeo (que realiza la medición a través de la ventana óptica graduada situada en la parte frontal de la cámara).

Esta configuración permite realizar el ensayo a temperaturas que van de -70° C a +350° C (-94° F a +662° F). Debe garantizarse que en toda la longitud de la probeta esté a temperatura de ensayo y, por tanto, se minimice el gradiente térmico a lo largo de la distancia inicial.

Se consideraron las siguientes hipótesis:

- a) Sobre los materiales fibra y volumen
  - i) Sin volúmenes vacíos, curado perfecto.
  - ii) El laminado responde a la teoría de primer orden para laminados compuestos [1].
  - iii) Los layers o capas están perfectamente adheridos.
  - iv) El material de cada lámina tiene dos planos de simetría material (ortótropo).
  - v) Efectos térmicos despreciables.
  - vi) Fracción de fibra-volumen igual a 0,6.



b) Sobre la sujeción

i) Distribución de los esfuerzos de corte uniformes en toda la sección .

c) Sobre la distribución de los esfuerzos en la zona calibrada

i) Uniformemente distribuidos.

d) Sobre la máquina de ensayo

i) Perfectamente rígida.

ii) Velocidad de desplazamiento de las mordazas constante de 3mm/min

e) Sobre la cinemática

i) Pequeños desplazamientos y pequeñas deformaciones.

Modelo teórico geométrico de la probeta a ensayar :

Nomenclatura:



Constitución:

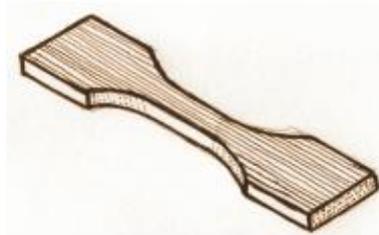


Figura 3.7. Geometría ensayo

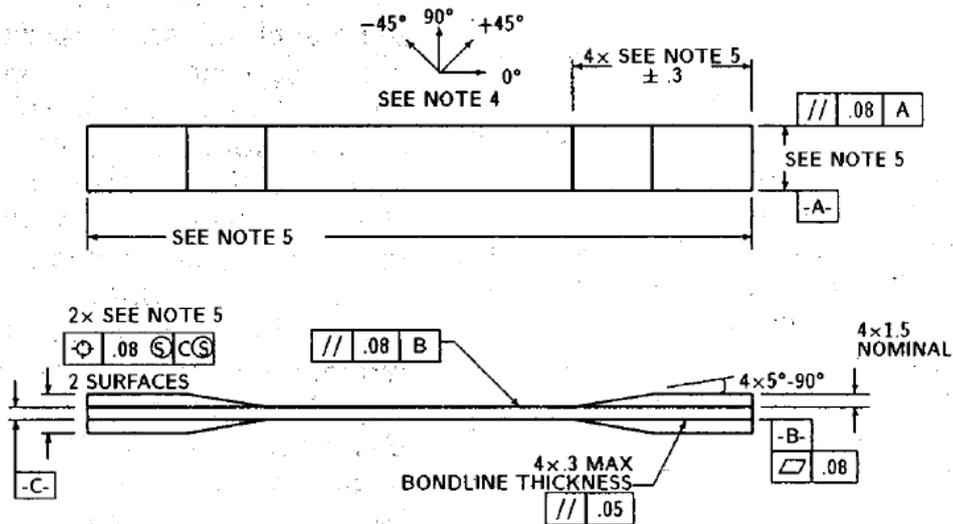


Figura 3.8 . Valores normalizados

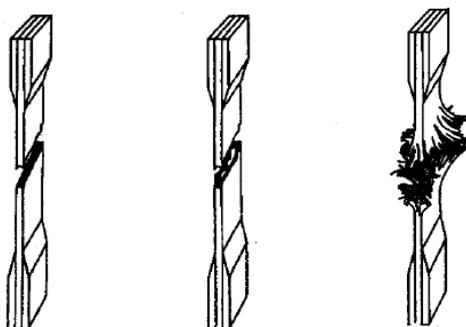


Figura 3.9. Ensayo de tracción de pieles



## 4.RESULTADOS Y ANÁLISIS

#### 4.1 CONFIGURACIÓN GEOMETRICA

Se tomaron medidas sobre diez muestras, cuatro de ellas en dirección  $x$ , con las siguientes medidas de longitud entre luces 125, 150, 175 y 200 mm; y seis de ellas en la dirección  $y$  con las siguientes medidas 125, 150, 175, 200, 350 y 450 mm de longitud entre luces. Los valores medidos se obtuvieron mediante medios convencionales.

Las direcciones se han determinado en función de la orientación de las celdillas de panal de abeja que constituye el núcleo, en la siguiente figura 4.1 se muestran las direcciones principales,  $W$  o también designada como  $Y$ , y la  $L$  o  $X$ .

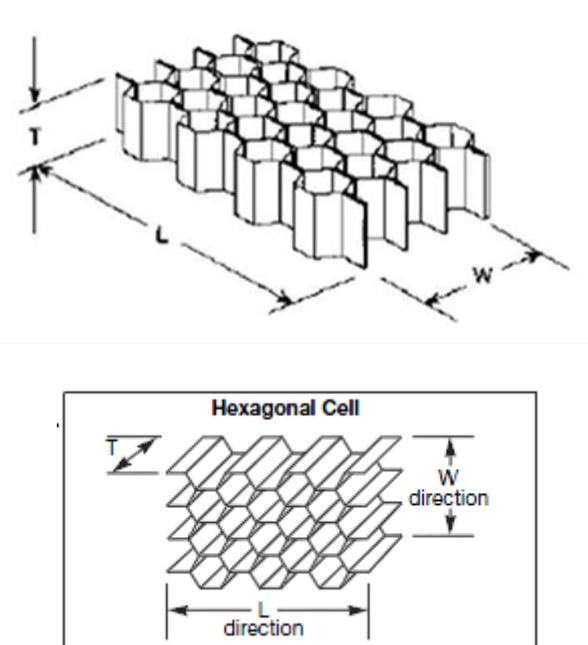


Figura 4.1. Direcciones principales consideradas en este estudio



Los resultados se muestran a continuación en las siguientes tablas

Tabla 4.1. Valores medidos de la geometría del panel sándwich

	Ancho (b mm)	L (a mm)	Peso (mg)	Espe- sor (mm)	Densidad (g/mm <sup>3</sup> )	Peso núcleo (g)	Peso una piel (g)
125x	53,106	187	41.114	25,24	165,9202797	20,227	10,443,01
150x	53,385	195	43.098	25,29	162,2885831	21,680	10,708,81
175x	53,910	209	46.647	25,33	160,2062862	23,772	11,437,38
200x	56,065	232	53.850	25,25	168,6707741	26,062	13,893,78
125y	54,730	168	38.066	25,41	164,5220112	18,892	9,586,62
150y	53,234	185	40.772	25,33	162,6302447	20,468	10,151,74
175y	53,627	205	45.514	25,44	164,044776	22,656	11,428,94
200y	51,402	240	51.074	25,44	160,8674508	25,925	12,574,02
350y	48,434	407	81.612	25,33	160,7378619	41,453	20,079,23
450y	54,623	506	114.42	25,33	162,3244392	57,553	28,437,08
125x	52,991	187	41.114	25,3	165,5267928	20,278	10,417,98
150x	53,269	195	43.098	25,3	161,7738139	21,749	10,674,14
175x	53,794	209	46.647	25,33	163,1730692	23,340	11,653,49
200x	55,944	232	53.850	25,3	166,8070923	26,355	13,747,11
125y	54,611	168	38.066	25,41	165,131352	18,823	9,621,48
150y	53,118	185	40.772	25,33	164,1644922	20,277	10,247,38
175y	53,511	205	45.514	25,44	163,1248988	22,783	11,365,06
200y	51,291	240	51.074	25,44	160,8674508	25,925	12,574,02
350y	48,329	407	81.612	25,33	163,2234989	40,822	20,394,86
450y	54,505	506	114.42	25,33	162,9168642	57,344	28,541,73

Los valores medios principales son:



Densidad del panel =  $163,670 \text{ g/mm}^3$

Espesor del panel =  $25,351 \text{ mm}$

Espesor de las pieles ( media de diez mediciones de pieles de distintas probetas)=  $0,5111111111 \text{ mm}$

Peso de una piel en relación a la superficie =  $1039,676 \text{ g / m}^2$

Por otro lado el tamaño de la celda del núcleo es de  $\frac{1}{4}$  pulgada, el peso del núcleo es de aprox.  $85 \text{ g/m}^3$ , el espesor de la lámina del núcleo es de  $0.06 \text{ mm}$  y el espesor de la piel de unos  $0.5 \text{ mm}$  .

Las medidas dimensionales proporcionan un espesor de la piel similar en ambas caras, con un valor medio  $t_f = 0.509 \text{ mm}$ , y un espesor total exterior de  $25.34 \text{ mm}$ .

El núcleo es de tipo hexagonal

## 4.2 ENSAYOS MECÁNICOS

### 4.2.1 ENSAYO DE FLEXIÓN

Los resultados de los ensayos de flexión se han empleado para determinar la resistencia a fractura y para medir parámetros de rigidez del panel y de los componentes individuales: Módulo elástico de la piel  $E_f$  y módulo a cortadura del núcleo  $G_c$ .

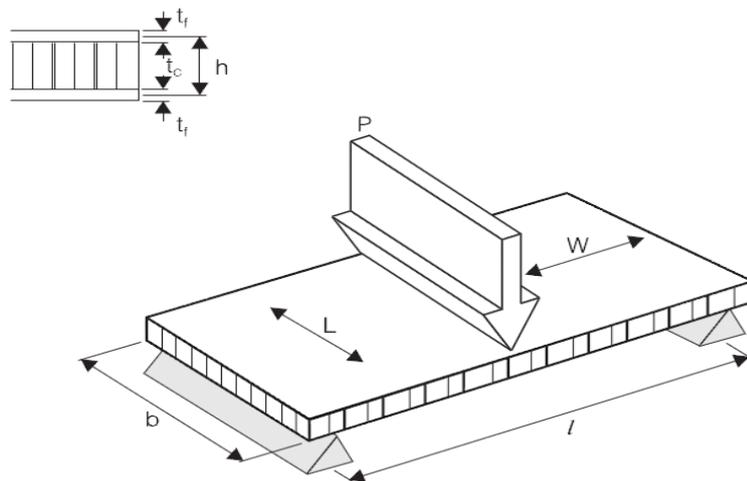


Figura 4.2 .Ensayo de flexión del panel

Para determinar la resistencia a la fractura se ensayaron 5 muestras en la dirección  $W$  .con las siguientes longitudes entre luces 450, 350, 200, 160 y 125 mm ; y 3 muestras en dirección  $L$  de distancia entre luces de 200,160 y 125 mm .

La figura 4.3 siguiente muestra los resultados de ensayos de flexión del panel en la dirección  $W$ . La rigidez global del sándwich se incrementa conforme se reduce la luz entre apoyos. Para luces altas  $L=350$  y  $L=450$ , la fractura se produce por rotura frágil de la piel en compresión. Para bajas luces, el fallo se produce por indentación local bajo el apoyo que transmite la carga central, en este caso el comportamiento es completamente elástico.

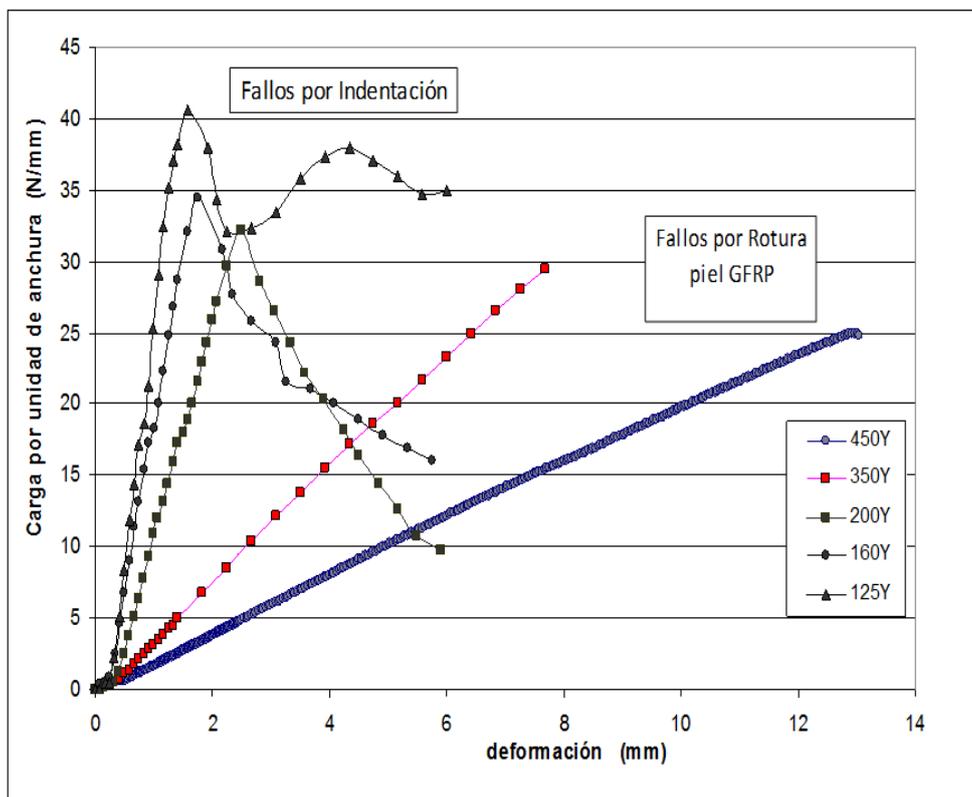


Figura 4.3. Curvas de deformación frente a carga en ensayos de flexión en la dirección W.

A continuación se pueden observar los fallos obtenidos en las probetas:

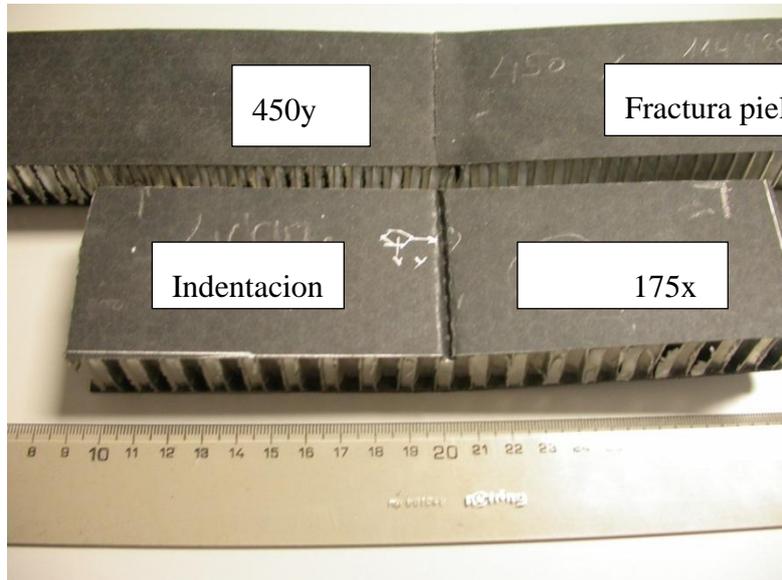


Figura 4.4 . Fallo de probetas sometida a flexión, luces pequeñas fallan por indentación y luces grandes por fractura de la piel.



Figura 4.5. Fallo por indentación sección longitudinal



Figura 4.6. Fallo por indentación sección transversal



Figura 4.7. Fallo por fractura piel sección transversal

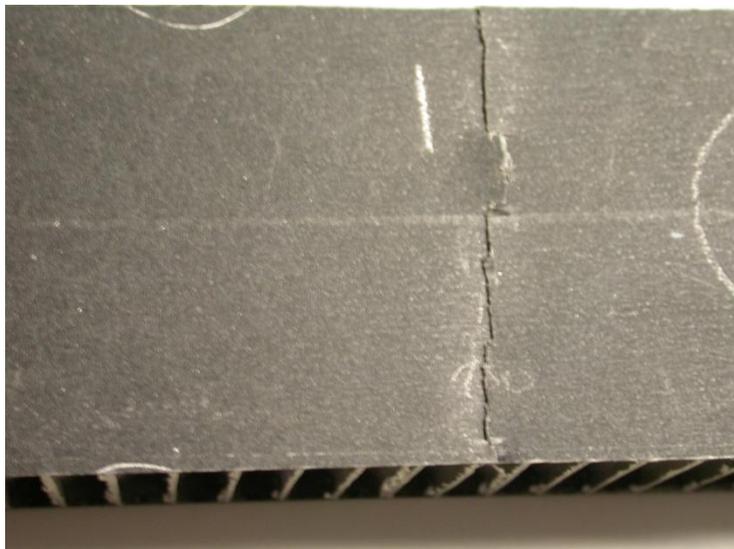


Figura 4.8. Fallo fractura piel, sección longitudinal

Para la obtención del módulo elástico de la piel  $E_f$  y módulo a cortadura del núcleo  $G_c$ , se ensayaron una serie de muestras a las cuales se les aplicaba una carga y se registraba la flecha obtenida. En base a estos resultados hemos representado las curvas carga por unidad de anchura – deformación en la zona elástica, la pendientes de esas rectas aproximadas nos da el valor  $K(l)$  que necesitamos para calcular  $E_f$  y  $G_c$ . A continuación se representas estas rectas en la dirección  $W$  :

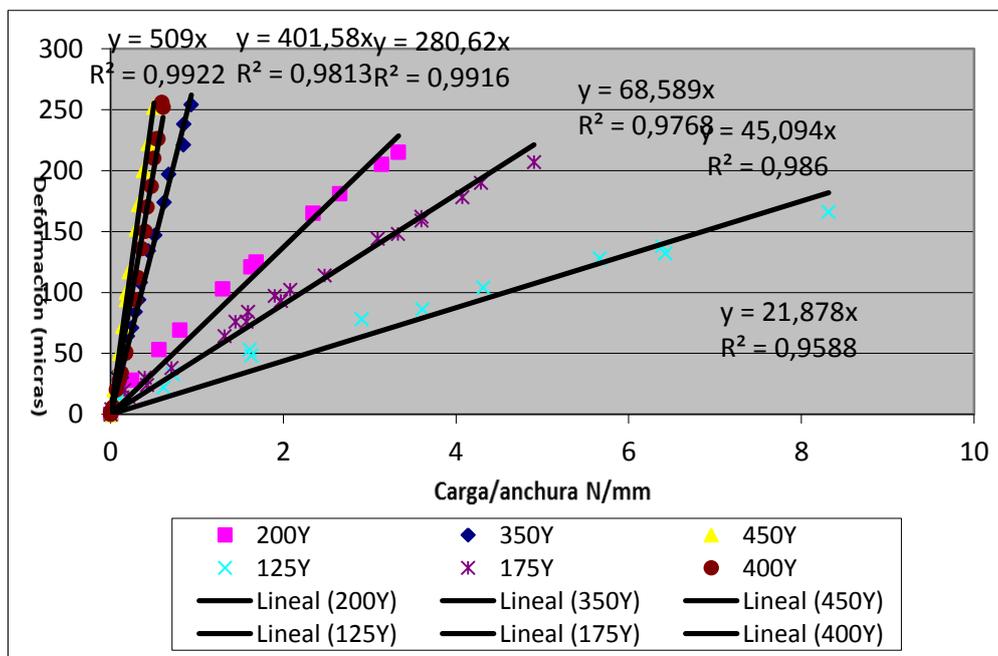


Figura 4.9 .Obtención de las pendientes de las rectas deformación- anchura en la zona elástica



Figura 4.10. Ensayo de flexión

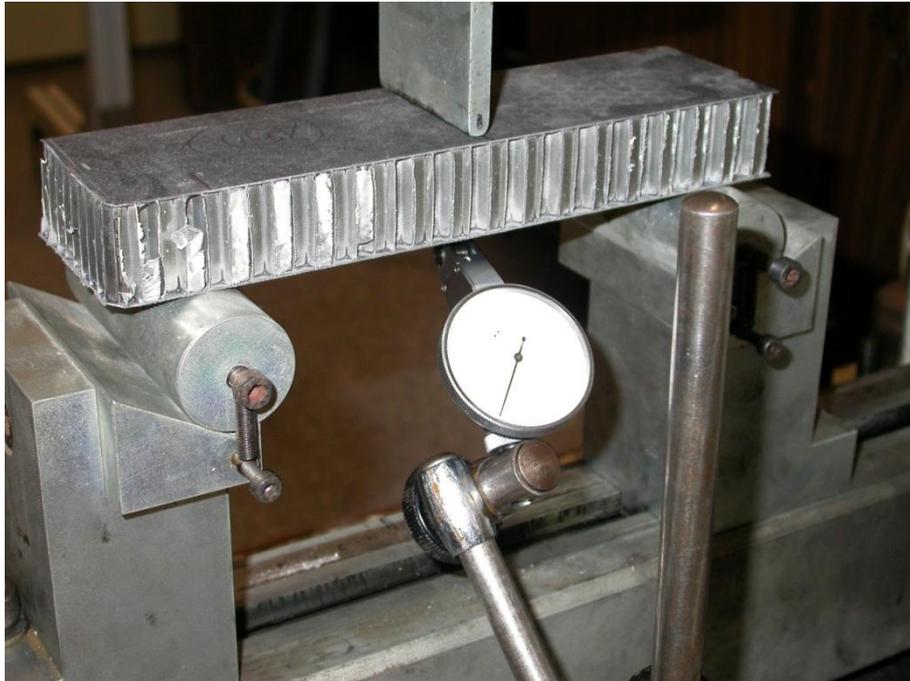


Figura 4.11. Extensómetro que registra deformación en ensayo

Las medidas dimensionales proporcionan un espesor de la piel similar en ambas caras, con un valor medio  $t_f = 0.509$  mm, y un espesor total exterior de 25.34mm. En un panel sándwich sometido a flexión a tres puntos, la deformación total  $\delta$  es la suma de la deformación debida a la flexión  $\delta_b$ , y de la deformación debida a los esfuerzos de cortadura  $\delta_s$

$$\delta = \delta_b + \delta_s \quad (4.1)$$



Deformación (flecha) por flexión:

$$\delta_b = \frac{k_b \cdot P \cdot l^3}{D} = \frac{2 \cdot k_b \cdot P \cdot l^3}{E_f \cdot t_f \cdot h^2 \cdot b} \quad (4.2)$$

Donde D es la rigidez por flexión:

$$D = E_f \cdot I = \frac{E_f \cdot t_f \cdot h^2 \cdot b}{2} \quad (4.3)$$

Y kb es una constante que depende de la configuración del ensayo. Para ensayos de flexión a tres puntos, kb= 1/48

Deformación por cortadura:

$$\delta_s = \frac{k_s \cdot P \cdot l}{S} = \frac{k_s \cdot P \cdot l}{G_c \cdot h \cdot b} \quad (4.4)$$

Donde S es la rigidez por cortadura, que depende directamente del módulo elástico a cortadura del núcleo Gc:



$$S = bh \cdot Gc \quad (4.5)$$

Y  $k_s$  es una constante que depende de la configuración del ensayo. Para ensayos a tres puntos  $k_s = 1/4$ ;

Deformación total, para la viga con carga central (para ensayos de flexión a 3 puntos, las constantes valen  $k_b = 1/48$  y  $k_s = 1/4$ ):

$$\delta = \delta_b + \delta_s = \frac{k_b \cdot P \cdot l^3}{D} + \frac{k_s \cdot P \cdot l}{S} \quad (4.6)$$

$$\delta = \delta_b + \delta_s = \frac{k_b \cdot P \cdot l^3}{D} + \frac{k_s \cdot P \cdot l}{S} = \frac{P \cdot l^3}{24 \cdot E_f \cdot t_f \cdot h^2 \cdot b} + \frac{P \cdot l}{4 \cdot G_c \cdot h \cdot b} \quad (4.7)$$

En las probetas sometidas a ensayos de flexión a tres puntos, la deformación total crece linealmente con el valor de carga por unidad de anchura  $P/b$ .

$$\delta = \delta_b + \delta_s = \frac{k_b \cdot P \cdot l^3}{D} + \frac{k_s \cdot P \cdot l}{S} = \frac{P \cdot l^3}{24 \cdot E_f \cdot t_f \cdot h^2 \cdot b} + \frac{P \cdot l}{4 \cdot G_c \cdot h \cdot b} \quad (4.8)$$

La pendiente  $k(l)$ , que relaciona la deformación total con el valor de la carga aplicada por unidad de ancho depende de la luz entre apoyos  $l$ :



$$k = \frac{\delta}{(P/b)} = k_b + k_s = \frac{\delta_b}{(P/b)} + \frac{\delta_s}{(P/b)} = \frac{l^3}{24 \cdot E_f \cdot t_f \cdot h^2} + \frac{l}{4 \cdot G_c \cdot h} \quad (4.9)$$

En ensayos a flexión con elevadas relaciones  $l/h$ , como los efectuados con luces de 350, 400 y 450 mm, la deformación por cortadura es pequeña en relación con la deformación por flexión. En esos casos, puede asumirse que la deformación se debe exclusivamente a la flexión, por lo que

$$\delta \approx \delta_b = \frac{P \cdot l^3}{24 \cdot E_f \cdot t_f \cdot h^2 \cdot b} \quad (4.10)$$

Y la pendiente  $k(l)$  que relaciona la deformación total con el valor de la carga aplicada por unidad de ancho, presenta en estos casos una relación inversa con el valor del módulo elástico de las caras:

$$k \approx \frac{\delta_b}{(P/b)} = \frac{l^3}{24 \cdot E_f \cdot t_f \cdot h^2} \quad (4.11)$$

De donde, para cada valor de  $l$ , puede estimarse el valor del módulo de las caras, a partir de la ecuación lineal que relaciona la flecha con la carga aplicada.:



$$E_f \approx \frac{l^3}{24 \cdot k(l) \cdot t_f \cdot h^2} \quad (4.12)$$

Cálculos del Módulo elástico de las caras:

Se indican tan solo de tres casos a modo de ejemplo ya que para todos los demás se ha hecho de la misma forma .

Considerando  $t_f = 0.51$  mm y  $h = 24.8$  mm

Para  $l = 350$  mm, se obtiene un valor de  $k(l) = 0.280$  mm<sup>2</sup>/N, de donde  $E_f = 20.340$  N/mm<sup>2</sup>

Para  $l = 400$  mm, se obtiene un valor de  $k(l) = 0.401$  mm<sup>2</sup>/N, de donde  $E_f = 21.200$  N/mm<sup>2</sup>

Para  $l = 450$  mm, se obtiene un valor de  $k(l) = 0.510$  mm<sup>2</sup>/N , de donde  $E_f = 23.735$  N/mm<sup>2</sup>

Podemos asumir por tanto que  $E_f = 20-23$  GPa



Para bajas luces, se tendrá deformación tanto por flexión como por cortadura:

$$\delta = \delta_b + \delta_s = \frac{k_b \cdot P \cdot l^3}{D} + \frac{k_s \cdot P \cdot l}{S} = \frac{P \cdot l^3}{24 \cdot E_f \cdot t_f \cdot h^2 \cdot b} + \frac{P \cdot l}{4 \cdot G_c \cdot h \cdot b} \quad (4.13)$$

Si se conoce el valor de  $k_b$ , puede calcularse el valor de  $k_s$ , y a partir del mismo, puede estimarse el valor del módulo de cortadura  $G_c$

$$k = \frac{\delta}{(P/b)} = k_b + k_s = \frac{\delta_b}{(P/b)} + \frac{\delta_s}{(P/b)} = \frac{l^3}{24 \cdot E_f \cdot t_f \cdot h^2} + \frac{l}{4 \cdot G_c \cdot h} \quad (4.14)$$

Para muestras con baja longitud entre apoyos, la deformación total se debe tanto a la flexión como a la cortadura del núcleo. Si se conoce el valor experimental de  $k$ , y se estima  $k_b$  a partir de los valores calculados de  $E_f$ , puede también estimarse por diferencia el valor de  $k_s$ , y a partir del mismo estimar el valor del módulo a cortadura del núcleo  $G_c$ , mediante la expresión:

$$G_c = \frac{l}{4 \cdot k_s \cdot h} \quad (4.15)$$



### Calculo del módulo de rigidez (relativo al núcleo)

Se indican tan solo los tres primeros a modo de ejemplo ya que para todos los demás se ha hecho de la misma forma\_ .

Para  $l=125\text{mm}$   $k = 21.87 \cdot 10^{-2} \text{ mm}^2/\text{N}$

La  $K_b$  vale 0.0137 , de donde la  $k_s$  vale 0.0098

De donde  $G_x = l/4k_s \cdot h = 125/4 \cdot 0.00817 \cdot 25 = 153 \text{ N/mm}^2$

Para  $l=150 \text{ mm}$   $K_b=0.0237$  ,

Como  $k$  es 0.02998, la  $k$  de deformación por cortadura es 0.0062

$G = l/4k_s \cdot h = 150/4 \cdot 0.0062 \cdot 25 = 241 \text{ N/mm}^2$

Para  $l= 175 \text{ mm}$   $K_b= 0.0377$  ,

Como  $k$  es 0.04510, la  $k$  de deformación por cortadura es 0.00738, y de aquí se puede despejar el módulo del núcleo:

$G = l/4k_s \cdot h = 175/4 \cdot 0.01511 \cdot 25.4 = 237 \text{ N/mm}^2$



Tabla 4.2. Cálculos de  $E_f$  y  $G_c$  a partir de datos de rigidez en ensayos de flexión

Muestra	$\kappa(l)$ mm <sup>2</sup> /N	$\kappa_b(l)$ mm <sup>2</sup> /N	$\kappa_s(l)$ mm <sup>2</sup> /N	$E_f$ (GPa)	$G_c$ (MPa)
125W	0.020	0.0137 *	0.0098	-	153
150W	0.030	0.0237 *	0.0062	-	241
175W	0.045	0.0377 *	0.0074	-	237
200W	0.066	0.0563	0.0097	-	206
350W	0.280	0.280	-	20.34	
400W	0.401	0.401	-	21.20	
450W	0.510	0.510	-	23.74	
125 L	0.017	0.0137	0.005		378
150L	0.024	0.0237	0.0038		375
175L	0.040	0.033	0.0072		244
200L	0.054	0.049	0.0050		400

El valor medio del módulo elástico de la piel  $E_f$  en dirección W es de 21.76 GPa, mientras que el módulo del núcleo es  $G_c=210$  MPa. En la dirección L, se obtienen  $E_f= 20.7$  GPa y  $G_c=400$  MPa, lo que sugiere que la piel está equilibrada (propiedades similares en L y W) mientras que el núcleo refleja las diferencias características de los núcleos en panel de abeja entre eje L y W. La resistencia a compresión de la piel, estimada a partir de los ensayos de flexión, es de 208 Mpa en sentido W y 228 en sentido L.

Los modos de fallo del panel en flexión dependen de la luz entre apoyos. Con luces mayores de 300mm se dan fallos por fractura de la piel en compresión. Para luces inferiores se observan fallos por indentación local. No se han observado fallos por cortadura del núcleo.



#### 4.2.2 ENSAYO DE TRACCIÓN DE LAS PIELES

El ensayo de tracción de los laminados de la piel se ha llevado a cabo sobre probetas extraídas del sándwich, mediante corte y eliminación del núcleo. Dada la limitada cantidad y dimensiones de muestras del sándwich disponible, solamente fue posible obtener una muestra para ensayo en la dirección W y dos muestras para ensayos en la dirección X. El ensayo se llevó a cabo según la norma ASTM D3039, en la máquina de ensayos Instron 4204. Se empleó un extensómetro para determinar también con precisión la pendiente en la zona elástica y el módulo de Young E de las pieles.

Se sometieron las muestras de las pieles a unas cargas de tracción registrándose el desplazamiento en mm, pudiéndose correlacionar por tanto la tensión con la deformación sufridas por las probetas.

La siguiente grafica representa la relación carga aplicada con la deformación, se observa que cuando se llega a la carga de rotura las pieles dejan de deformarse y se llega al fallo por fractura de la piel.

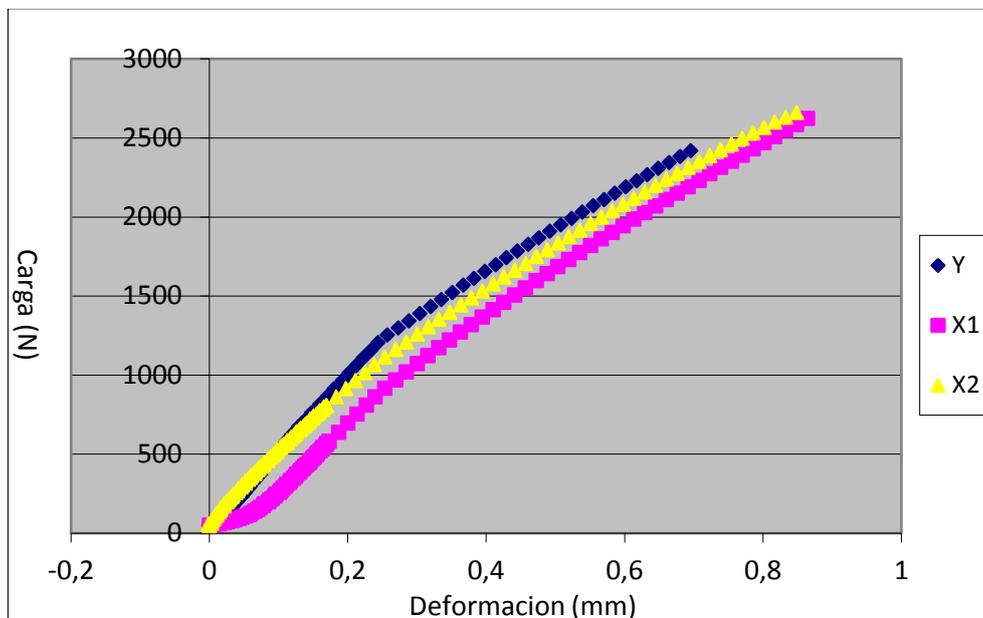


Figura 4.12. Representación Carga-Deformación del ensayo de tracción de pieles

A continuación se presentan las gráficas correspondientes a la zona elástica de las curvas tensión – deformación, que permiten determinar el módulo elástico.

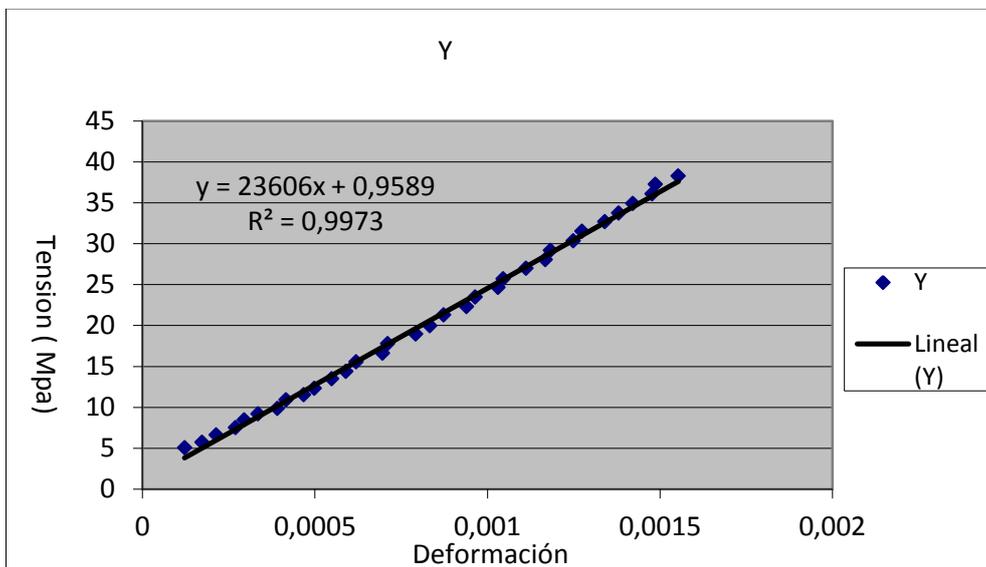


Figura 4.13 . Representación Tensión – Deformación de la zona elástica del ensayo de tracción de pieles

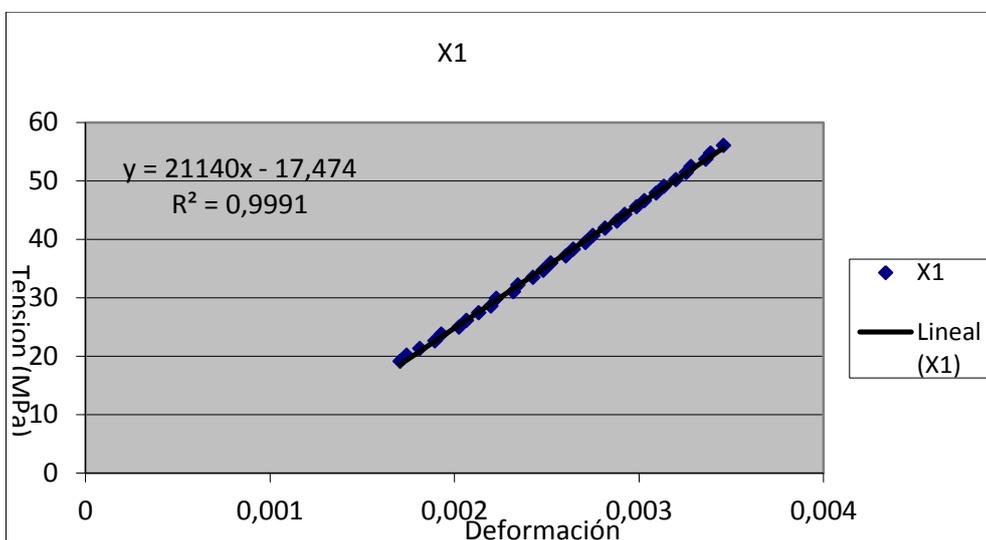


Figura 4.14. Representación Tensión – Deformación de la zona elástica del ensayo de tracción de pieles

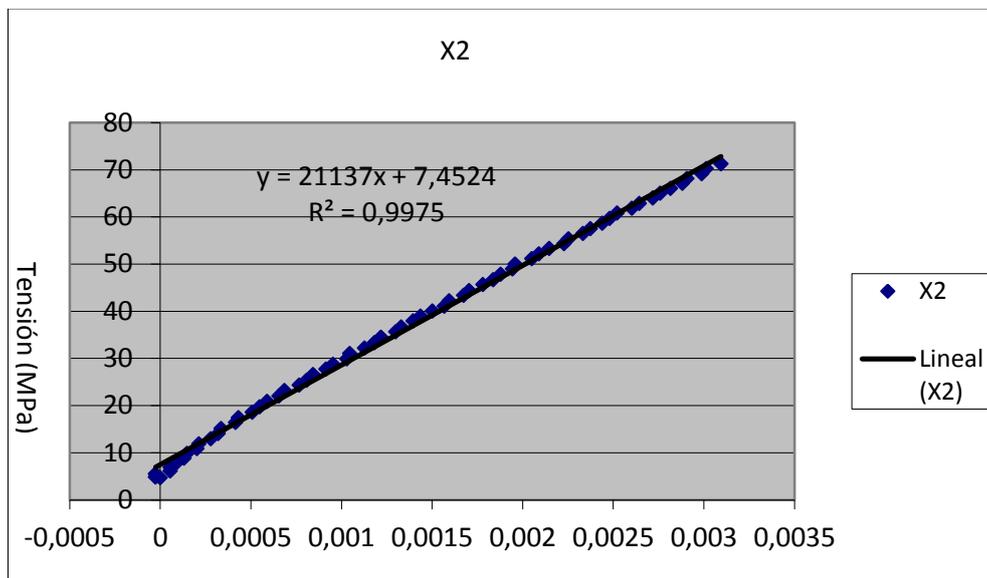


Figura 4.15. Representación Tensión – Deformación de la zona elástica del ensayo de tracción de pieles

En la siguiente tabla se representan los valores principales calculados en el ensayo:

Tabla 4.3. Valores característicos ensayo tracción de las pieles

Dirección	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Carga de rotura(N)	Rotura(N/mm <sup>2</sup> )	Módulo elasticidad (Gpa)
W =Y	20,6	0,5	2417,418	233,567	23.6
L1 = X1	20,7	0,54	2621,413	253,276	21.1
L2 = X2	20,7	0,54	2660,334	251,997	21.1



Los resultados de resistencia y rigidez de la piel son coherentes con los obtenidos a partir de ensayos flexión. En los ensayos de tracción se obtienen valores de  $E_f = 21.14 \text{ GPa}$  y  $23.6 \text{ GPa}$ , en las direcciones L y W, y valores de resistencia  $\sigma_{RL} = 250 \text{ MPa}$  y  $\sigma_{RW} = 235 \text{ MPa}$ , ligeramente superiores a los valores de resistencia a compresión que se observaron en la fractura de las pieles durante los ensayos a flexión del sándwich. Esta discrepancia es habitual, ya que los laminados presentan valores ligeramente inferiores de resistencia en compresión que en tracción.

#### 4.2.3 ENSAYO DE COMPRESIÓN TRANSVERSAL

Se han realizado los ensayos en dos probetas, registrando el aumento progresivo de la carga así como del desplazamiento obteniéndose la gráfica representada en la figura 4.16 que presenta los resultados del ensayo de compresión en la dirección transversal T, de dos muestras similares. Se observa una buena reproducibilidad de los resultados, con una resistencia a compresión inicial media de valor  $\sigma_R = 4.5 \text{ MPa}$  alcanzándose una valor de deformación del 5,9%, a partir de estos valores se produce el fallo por colapso del núcleo del panel y los datos suministrados don registrados con el núcleo dañado por lo que carecen de importancia. Estos resultados concuerdan con lo que es la resistencia del núcleo al colapso de los paneles sándwich con los bordes estabilizados mediante adhesivo con las pieles.

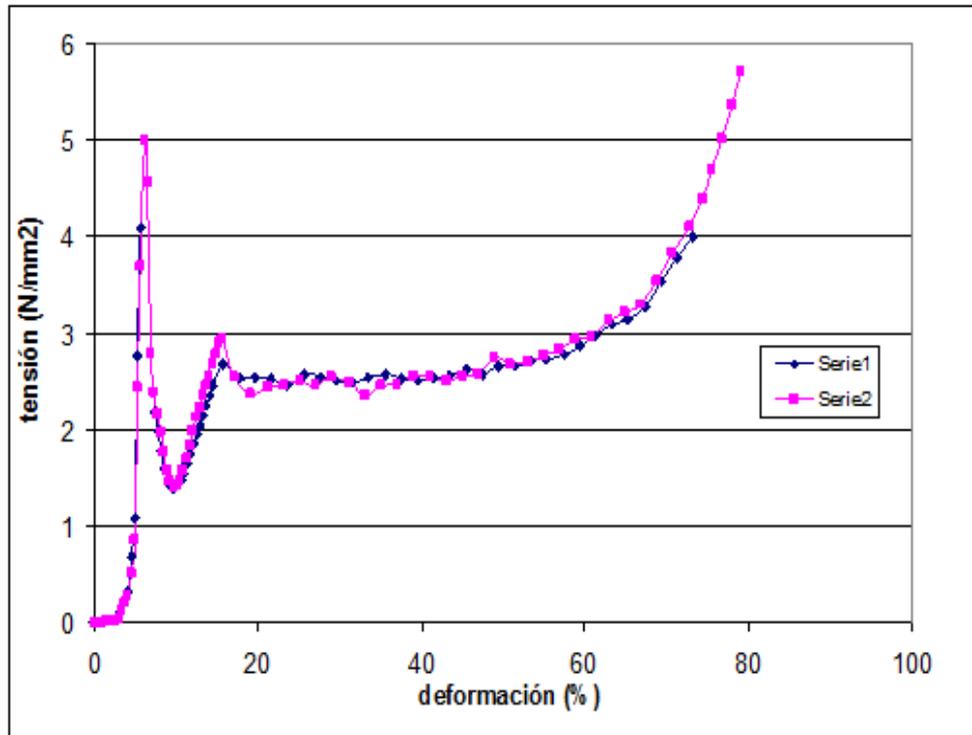


Figura 4.16 . Resultados de ensayos de compresión transversal



## 4.3 ESTRUCTURA Y COMPOSICION

### 4.3.1 PIELES

Las figuras siguientes muestran imágenes representativas de la configuración de los tejidos de la piel. Se observó que el refuerzo en la piel está constituido por dos capas de tejido similar, como se aprecia en la figura 4.17. Cada una de ellas es un tejido de tipo satén 1/8, con un valor aproximado de 57.72 hilos por pulgada en sentido longitudinal (urdimbre) y 54 hilos por pulgada en el sentido transversal (trama). Cada hilo está constituido por 816 fibras, sin torcido ni trenzado, con un diámetro medio de 6 micras, que se corresponde con una designación normalizada ECDE 75 1/0.

A su vez, la configuración de tejido corresponde a un tipo normalizado de tejidos de fibra de vidrio, no empleada en tejido de fibra de carbono o aramida, y designado como tipo 7781 según las normas ASTM D578 y MIL-Y-1140H. La composición, determinada por análisis EDX, se muestra en la Tabla 4.8. Corresponde con una variante de vidrio E, denominada tipo ECR [8], que presenta una resistencia similar al vidrio E, con  $\sigma_{RF}=3445$  MPa, y un módulo  $E=80.3$  GPa, ligeramente superior al módulo del vidrio E:  $E=72.3$  GPa, y una densidad de  $2.7$  g/cm<sup>3</sup>.

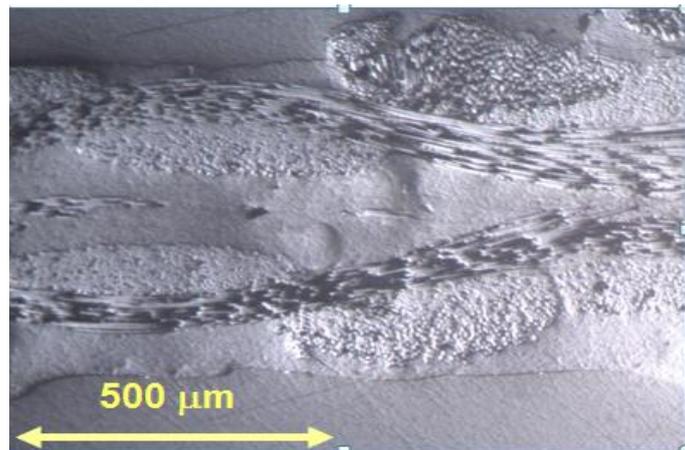
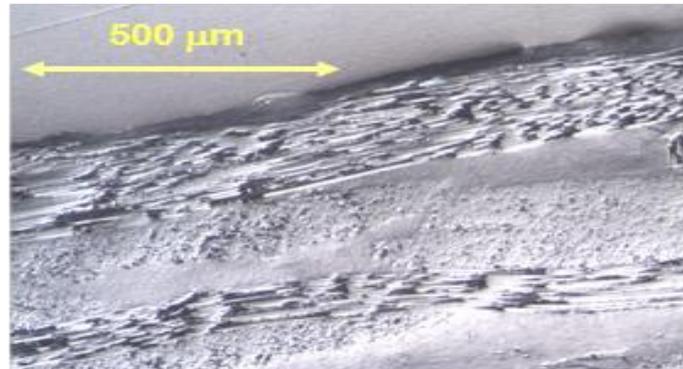


Figura 4.17. Sección longitudinal L de la piel. Se aprecia la presencia de un tejido doble: 2 hilos en sentido de la trama.

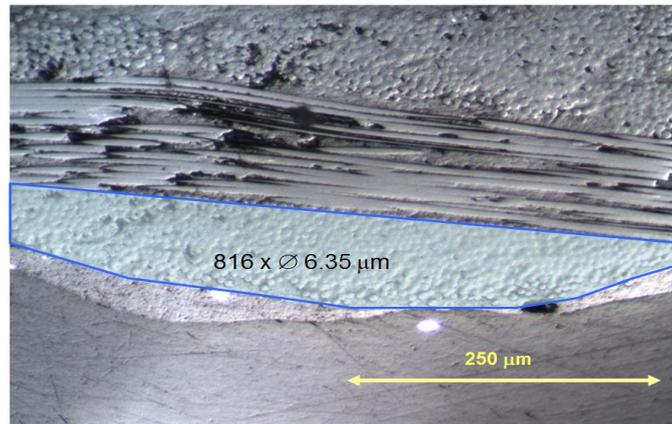
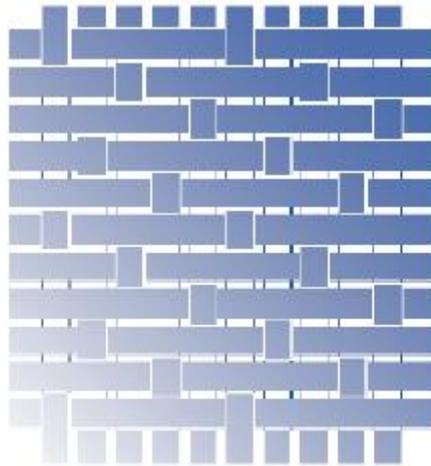
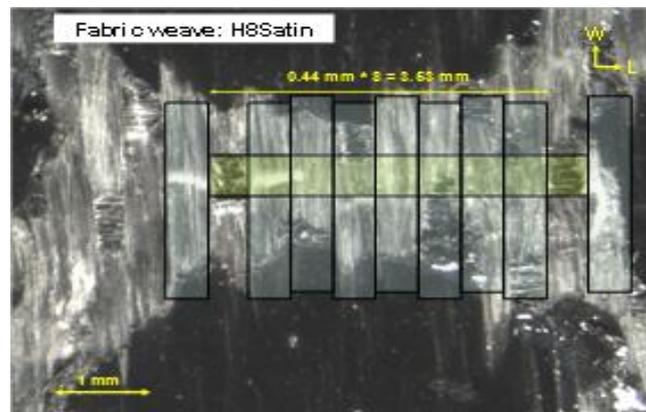
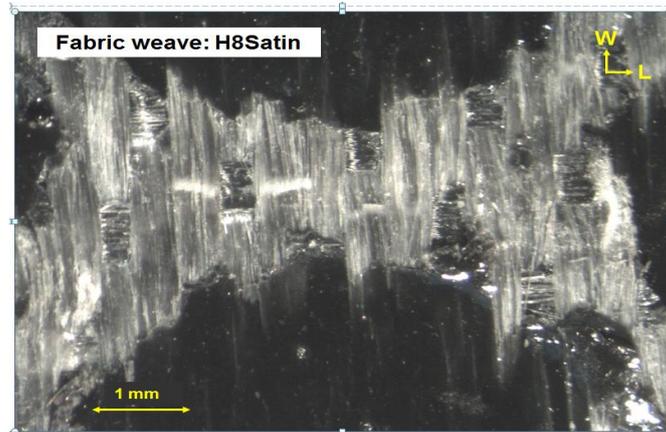


Figura 4.18 .Sección longitudinal L de la piel. Se aprecia la presencia de un tejido doble ampliación óptica el doble que las figuras anteriores.



**SATIN WEAVE**  
**(4. 5. 8. 11)**

Figura 4.19 .Estructura tejido saten



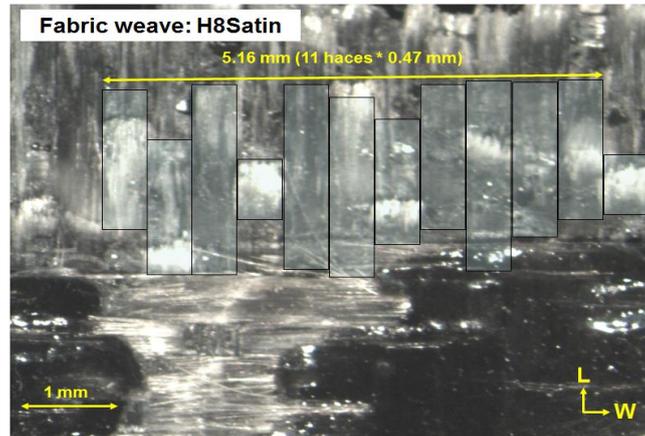
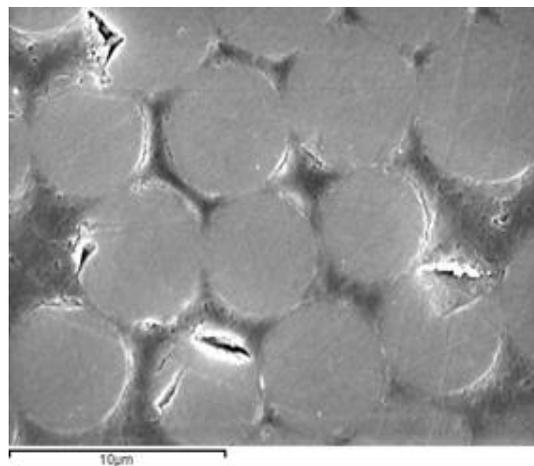


Figura 4.20. Imagen de la configuración del tejido: Satén 1/8 con hilos de fibras continuas, de espesor uniforme.



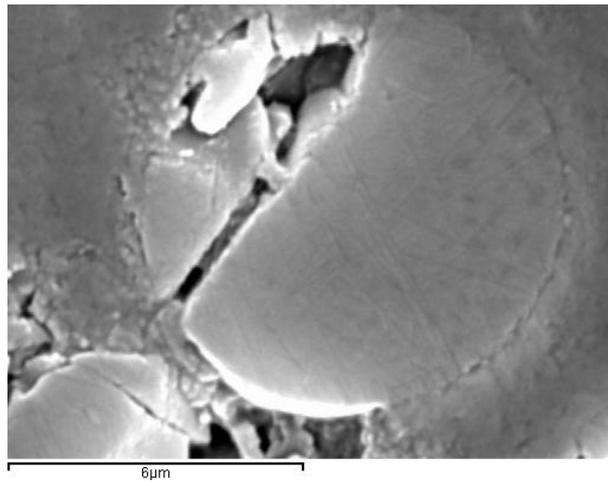
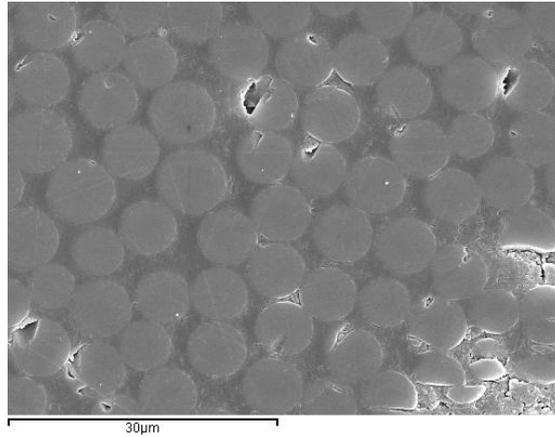


Figura 4.21. Sección transversal de un hilo a distintos aumentos ópticos , mostrando las fibras individuales. Cada hilo está constituido por 816 fibras de diámetro medio 6 micras, tipo ECDE 75 1/0.

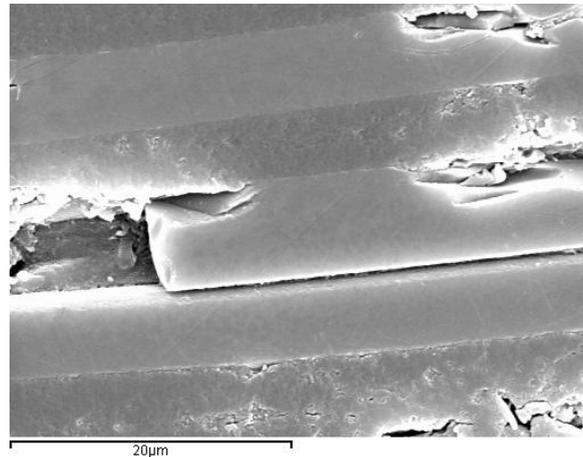


Figura 4.22. Sección Longitudinal de un hilo mostrando las fibras individuales.

Los valores mínimos especificados de resistencia para este tipo de tejido, con vidrio E, son 614 N/cm en sentido de la trama y 597 N/cm en sentido de la urdimbre, con un espesor nominal de 0.23 mm para un contenido en fibras del 50% por lámina y un peso neto, sin resina, de 304 g/m<sup>2</sup>. Las características son prácticamente similares en ambas direcciones, lo que confirma que se trata de un tejido equilibrado con características equivalentes en la dirección de la trama y la urdimbre. Todos estos datos son coherentes con los valores medidos de módulo  $E_f$  y resistencia de las caras, así como con el espesor observado para una piel con doble tejido, de espesor  $t_f = 0.509$  mm. El peso medido experimentalmente de las pieles es de 1100 g/m<sup>2</sup>, lo que indica un contenido en resina de 492 g/m<sup>2</sup> y un contenido en refuerzo de 608 g/m<sup>2</sup>, con un contenido en fibra del orden del 40%.



### Composición química de las fibras

Se llevaron a cabo análisis por energía dispersiva EDS para determinar la composición química (EDX) de las fibras, Se realizaron cuatro análisis, con los siguientes datos:

#### Análisis 1

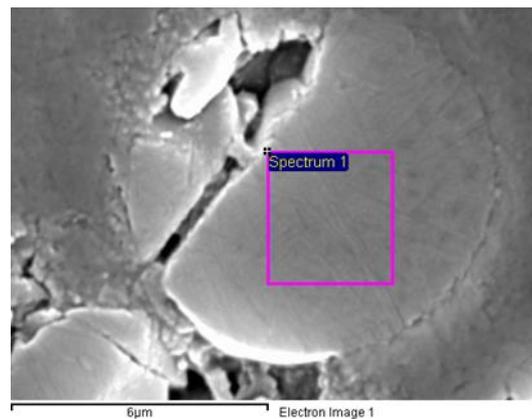


Figura 4.23. Zona de análisis

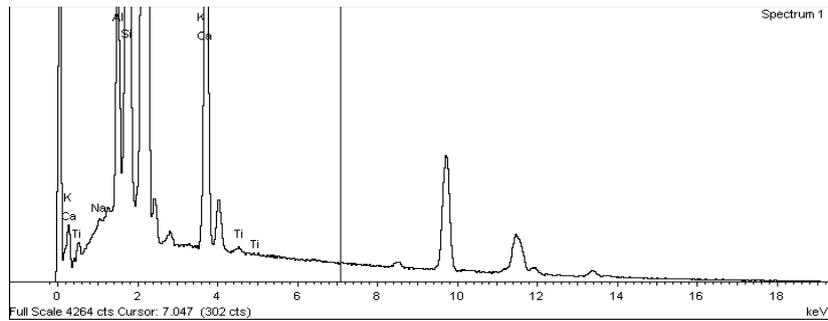


Figura 4.24. Componentes químicos de las fibras

Tabla 4.4. Tabla resumen de los componentes químicos observados en este análisis

Element	Weight%	Atomic%	Compd%	Formula
Na K	0.37	0.35	0.50	Na <sub>2</sub> O
Al K	6.73	5.41	12.71	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>
Si K	28.27	21.85	60.48	SiO <sub>2</sub>
K K	0.03	0.01	0.03	K <sub>2</sub> O
Ca K	18.34	9.93	25.66	CaO
Ti K	0.37	0.17	0.62	TiO <sub>2</sub>
O	45.89	62.27		
Totals	100.00			





Tabla 4.5. Tabla resumen de los componentes químicos observados en este ensayo

Element	Weight%	Atomic%	Compd%	Formula
Na K	0.37	0.35	0.50	Na <sub>2</sub> O
Al K	6.73	5.41	12.71	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>
Si K	28.27	21.85	60.48	SiO <sub>2</sub>
K K	0.03	0.01	0.03	K <sub>2</sub> O
Ca K	18.34	9.93	25.66	CaO
Ti K	0.37	0.17	0.62	TiO <sub>2</sub>
O	45.89	62.27		
Totals	100.00			

### Análisis 3

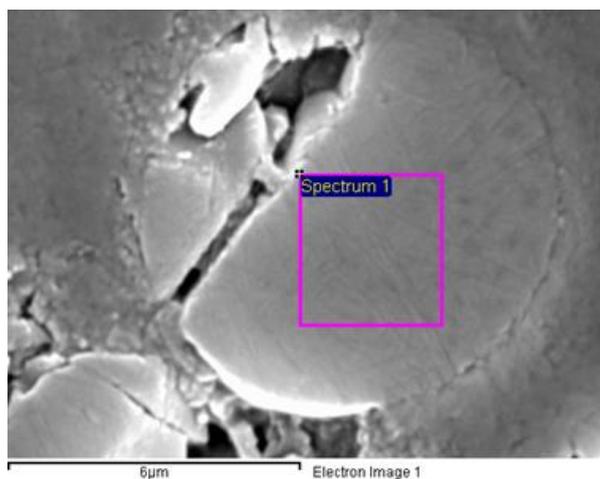


Figura 4.27. Zona de análisis

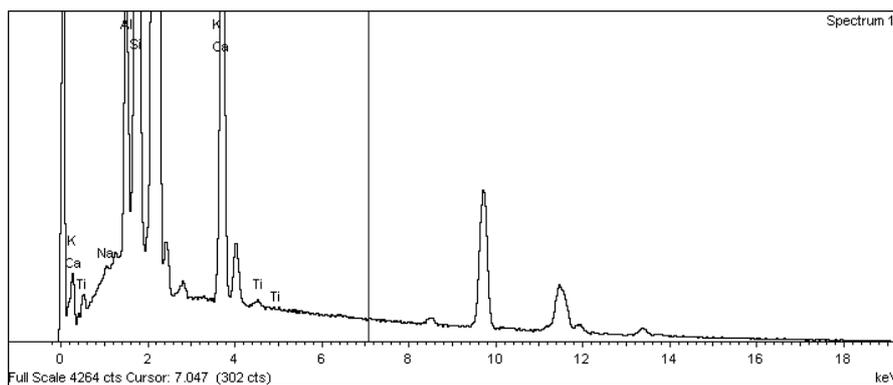


Figura 4.28. Componentes químicos de las fibras

Tabla 4.6. Tabla resumen de los componentes químicos observados en este ensayo

Element	Weight%	Atomic%
Na K	0.53	0.73
Al K	10.89	12.70
Si K	51.23	57.36
K K	0.05	0.04
Ca K	36.52	28.66
Ti K	0.77	0.51
Totals	100.00	

### Análisis 4

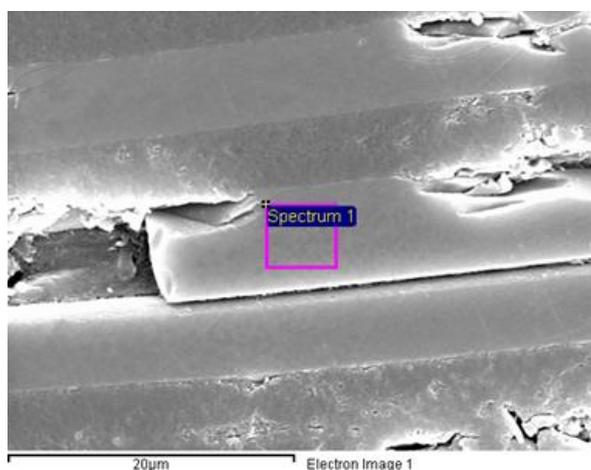


Figura 4.29. Zona de análisis

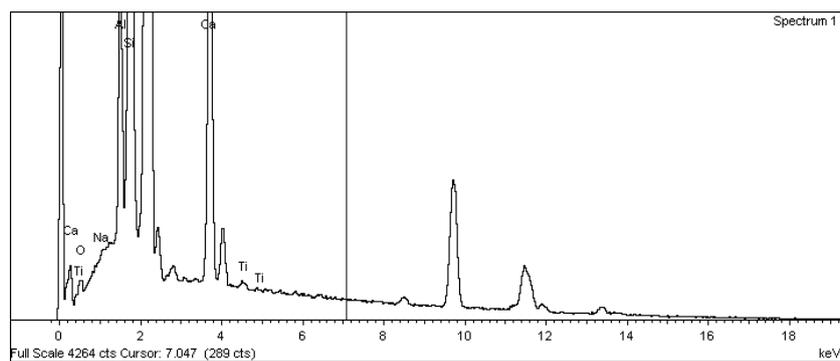


Figura 4.30. Componentes químicos de las fibras



Tabla 4.7. Tabla resumen de los componentes químicos observados en este ensayo

Element	Weight%	Atomic%	Compd%	Formula
Na K	0.30	0.28	0.40	Na <sub>2</sub> O
Al K	6.70	5.39	12.65	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>
Si K	28.26	21.85	60.45	SiO <sub>2</sub>
Ca K	18.44	9.99	25.80	CaO
Ti K	0.42	0.19	0.70	TiO <sub>2</sub>
O	45.89	62.30		
Totals	100.00			

En base a estos ensayos podemos determinar que la composición química de las fibras es la que se muestra en la siguiente tabla. Con este tipo de composición podemos afirmar que son fibras de vidrio.

Tabla 4.8. Composición química (EDX) de las fibras [14].

Óxidos	Muestra	Vidrio E	Vidrio ECR
SiO <sub>2</sub>	60.4	52-56	54-62
CaO	25.6	16-25	17-25
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	12.7	12-16	9-15
B <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	-	5-10	-
Na <sub>2</sub> O+K <sub>2</sub> O	0.45	0-1	0-2
MgO	-	0-6	0-4
TiO <sub>2</sub>	-	0-1.5	0-4



Tabla 4.9 .Principales características de las fibras de vidrio[8].

	A GLASS	C GLASS	D GLASS	E GLASS	ECRGlas®	AR GLASS	R GLASS	S-2 GLASS®
Oxide	%	%	%	%	%	%	%	%
SiO <sub>2</sub>	63-72	64-68	72-75	52-56	54-62	55-75	55-60	64-66
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0-6	3-5	0-1	12-16	9-15	0-5	23-28	24-25
B <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0-6	4-6	21-24	5-10		0-8	0-0.35	
CaO	6-10	11-15	0-1	16-25	17-25	1-10	8-15	0-0.2
MgO	0-4	2-4		0-5	0-4		4-7	9.5-10
ZnO					2-5			
BaO		0-1						
Li <sub>2</sub> O						0-1.5		
Na <sub>2</sub> O + K <sub>2</sub> O	14-16	7-10	0-4	0-2	0-2	11-21	0-1	0-0.2
TiO <sub>2</sub>	0-0.6			0-1.5	0-4	0-12		
ZrO <sub>2</sub>						1-18		
Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0-0.5	0-0.8	0-0.3	0-0.8	0-0.8	0-5	0-0.5	0-0.1
F <sub>2</sub>	0-0.4			0-1		0-5	0-0.3	

Tabla 4.10 .Principales características de las fibras de vidrio[8].

PHYSICAL PROPERTIES								
	A GLASS	C GLASS	D GLASS	E GLASS	ECRGlas®	AR GLASS	R GLASS	S-2 GLASS®
Density, gm/cc	2.44	2.52	2.11-2.14	2.58	2.72	2.70	2.54	2.46
Refractive Index	1.538	1.533	1.465	1.558	1.579	1.562	1.546	1.521
Softening Point, °C (°F)	705 (1300)	750 (1382)	771 (1420)	846 (1555)	882 (1619)	773 (1424)	952 (1745)	1056 (1932)
Annealing Point, °C (°F)		588 (1090)	521 (970)	657 (1215)				816 (1500)
Strain Point, °C (°F)		522 (1025)	477 (890)	615 (1140)			736 (1357)	766 (1410)
Tensile Strength, MPa								
-196°C		5380		5310	5310			8275
23°C	3310	3310	2415	3445	3445	3241	4135	4890
371°C				2620	2165		2930	4445
538°C				1725	1725		2140	2415
Young's Modulus, GPa								
23°C	68.9	68.9	51.7	72.3	80.3	73.1	85.5	86.9
538°C				81.3	81.3			88.9
Elongation %	4.8	4.8	4.6	4.8	4.8	4.4	4.8	5.7



Tabla 4.11 .Principales características de las fibras de vidrio [8].

	A GLASS	C GLASS	D GLASS	E GLASS	ECRGLAS®	AR GLASS	R GLASS	S-2 GLASS®
<i>Durability (% weight loss)</i>								
<b>CHEMICAL PROPERTIES</b>								
H <sub>2</sub> O: 24 hr	1.8	1.1	0.7	0.7	0.6	0.7	0.4	0.5
168 hr	4.7	2.9	5.7	0.9	0.7	1.4	0.6	0.7
10% HCl: 24 hr	1.4	4.1	21.6	42	5.4	2.5	9.5	3.8
168 hr		7.5	21.8	43	7.7	3.0	10.2	5.1
10% H <sub>2</sub> SO <sub>4</sub> : 24 hr	0.4	2.2	18.6	39	6.2	1.3	9.9	4.1
168 hr	2.3	4.9	19.5	42	10.4	5.4	10.9	5.7
10% Na <sub>2</sub> CO <sub>3</sub> : 24 hr		24	13.6	2.1		1.3	3.0	2.0
168 hr		31	36.3	2.1	1.8	1.5		2.1
<b>ELECTRICAL PROPERTIES</b>								
Dielectric Constant 1MHz:	6.2	6.9	3.8	6.6	6.9	8.1	6.4	5.3
10 GHz:			4.0	6.1	7.0			5.2
Dissipation Factor 1MHz:		0.0085	0.0065	0.0025	0.0028		0.0034	0.0020
10 GHz:			0.0026	0.0038	0.0031		0.0051	0.0068
Volume Resistivity (ohm-cm)	1.0E +10			4.02E +14	3.84E +14		2.03E +14	9.05E +12
Surface Resistivity (ohms)				4.20E +15	1.16E +16		6.74E +13	8.89E +12
Dielectric Strength (volts/mil)				262	250		274	330
<b>THERMAL PROPERTIES</b>								
<i>Specific Heat</i>								
J/g °C (BTU/lb °F)								
23°C	0.796 (0.190)	0.787 (0.188)	0.733 (0.176)	0.810 (0.193)			0.732	0.737 (0.176)
200°C		0.900 (0.215)		1.03 (0.247)	0.97 (0.232)		0.938	
<i>Thermal Expansion</i>								
Coefficient (x 10 <sup>-7</sup> )	°C (°F)	°C (°F)	°C (°F)	°C (°F)	°C (°F)	°C (°F)	°C (°F)	°C (°F)
-30°C to 250°C	73 (41)	63 (35)	25 (14)	54 (30)	59 (33)	65 (30)	33 (18)	16 (8.9)

#### 4.3.2 NÚCLEO

Para determinar la composición química del núcleo se realizaron los mismos tipos de análisis que para las pieles.

##### Análisis 1

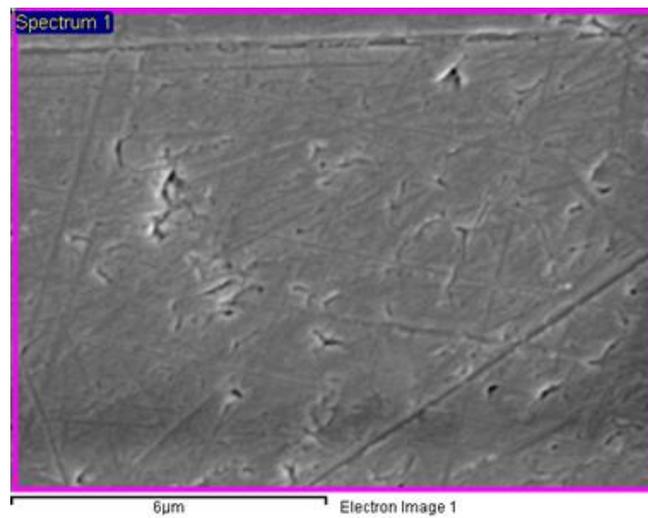


Figura 4.31. Zona de análisis

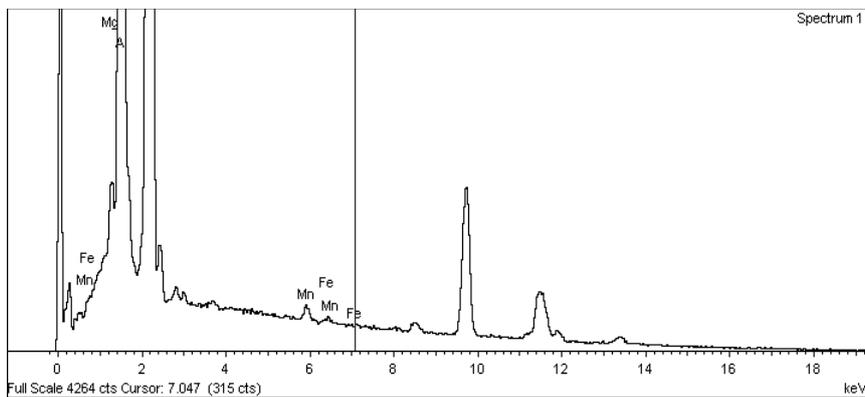


Figura 4.32. Componentes químicos del núcleo

Tabla 4.12. Tabla resumen de los componentes químicos

Element	Weight%	Atomic%
Mg K	0.99	1.11
Al K	97.35	98.08
Mn K	1.20	0.59
Fe K	0.46	0.23
Totals	100.00	

## Análisis 2

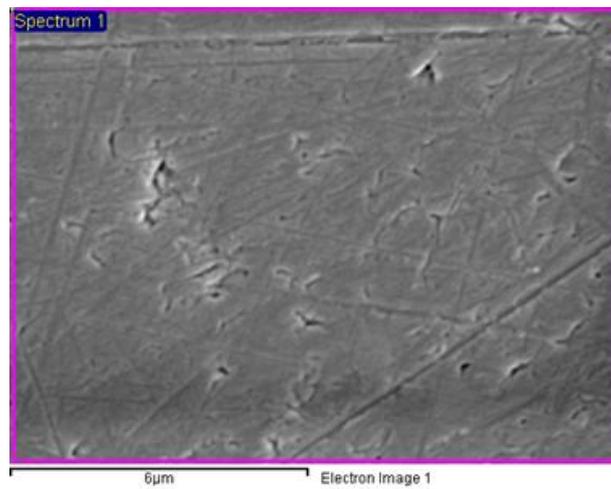


Figura 4.33. Zona de análisis

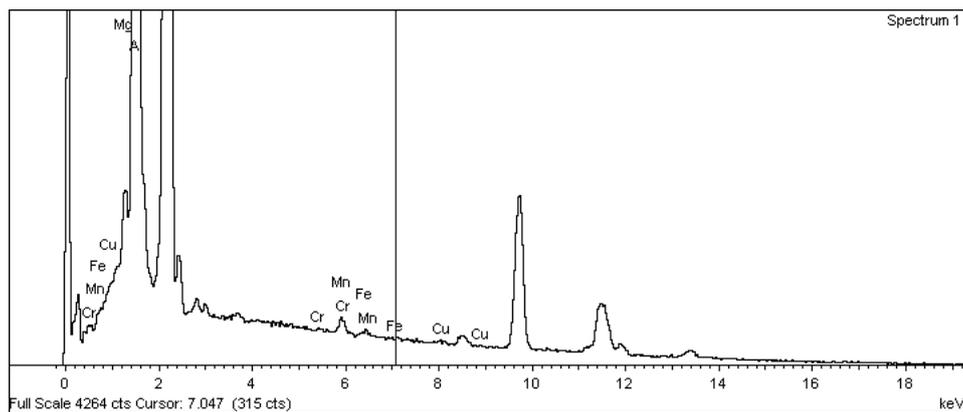


Figura 4.34. Componentes químicos del núcleo



Tabla 4.13. Tabla resumen de los componentes químicos

Element	Weight%	Atomic%
Mg K	0.99	1.11
Al K	96.66	97.76
Cr K	0.21	0.11
Mn K	1.15	0.57
Fe K	0.45	0.22
Cu K	0.54	0.23
Totals	100.00	

El núcleo es de tipo hexagonal o panal de abeja y presenta un tamaño del celda nominal de 6 mm (1/4 pulgadas), con un espesor de las láminas de 0.063 mm. Esta configuración corresponde a un tipo estándar de núcleos de panal de abeja de aluminio [5,9], cuya densidad nominal es de 83 kg/m<sup>3</sup>. Los valores medidos en las muestras fueron de 84.3 kg/m<sup>3</sup>. Los núcleos de aluminio suelen obtenerse a partir de láminas en estado duro H18 o H38, de aleaciones Al-Mn1 3003, consideradas de uso general para aplicaciones industriales y aleaciones Al-Mg 5052 o 5056, de mayor coste y prestaciones, que se destinan a aplicaciones en el sector aeronáutico. Los análisis efectuados indican que la composición del núcleo se aproxima a la de una aleación 3004 (Al1Mn1.2Mg), que presenta características mecánicas ligeramente superiores a la 3003, pero inferiores a las de las aleaciones Al 2.5 Mg 5052 ó Al5Mg 5056.



Tabla 4.14. Composición química del material del núcleo.

Elemento	Muestra	3003	5052	5056
Cr	0.21	< 0.05	0.15-0.35	0.05-0.20
Cu	0.54	0.05-0.20	< 0.10	< 0.10
Fe	0.42	< 0.70	< 0.40	< 0.40
Mg	1.20	< 0.05	2.2 - 2.8	4.5 - 5.6
Mn	1.15	1.0 - 1.5	< 0.10	0.05-0.20
Si	0.51	< 0.60	< 0.25	< 0.30
Zn	0.10	< 0.10	< 0.10	< 0.10
Al base	95.87	> 96.7	> 95.7	> 92.9

Propiedades de los núcleos  
 Valores mínimos según la norma MIL C 7438 [9]

Tamaño inch	Espesor inch	Densidad lb/pie3	Alloy	$\sigma$ Compresión psi	Ecompresión ksi	$\sigma$ shear psi		Gshear ksi	
						L	W	L	W
1/4	0.0025	5.2	3003	620	148	345	215	63	31
			5052	<b>510</b> 670	190	<b>360</b> 410	<b>200</b> 265	82	35
			5056	645 790	230	425 500	245 300	84	32

Tamaño de celda mm	Espesor mm	Densidad Kg/m3	Alloy	$\sigma$ Compresión MPa	Ecompresión MPa	$\sigma$ shear (MPa)		Gshear (MPa)	
						L	W	L	W
6,3	0.063	83	3003	4.3 Crush 1.73 MPa	1000	2.40	1.50	440	210
			5052	<b>3.6</b> 4.6	1300	<b>2.52</b> 2.90	<b>1.40</b> 1.80	570	240



#### 4.4 RELACIÓN COMPORTAMIENTO OBSERVADO-MODELOS

Empleando los modelos descritos en el apartado \*\*\*\*\* de este documento, se ha realizado la comparación de los datos obtenidos experimentalmente de carga máxima de colapso en los ensayos de flexión con los datos obtenidos en base a los modelos matemáticos conocidos para este tipo de estructuras. Se han podido así comparar las cargas de colapso experimentales con la carga de colapso teórica obtenida a partir de los modelos matemáticos. Se considera que la carga de colapso teórica es la mínima de los tres valores estimados para fallos por indentación, por fractura de la piel o por cortadura del núcleo.

Para los cálculos se han considerado los valores de resistencia medidos experimentalmente en los ensayos de tracción de las pieles y en el ensayo a compresión del núcleo. Los valores de resistencia a cizalladura del núcleo han sido estimados a partir de los valores mínimos según la norma MIL C 7438 para núcleos de aleación 3003 con similar densidad y configuración que el núcleo empleado en estos paneles sándwich.

- Tensión de fractura en la piel en la dirección X:  $\sigma_{fx} = 253$  MPa.
- Tensión de fractura en la piel en la dirección Y:  $\sigma_{fy} = 233$  MPa.
- Tensión de colapso en compresión del núcleo:  $\sigma_c = 4.5$  MPa.
- Tensión de cizalladura del núcleo en la dirección:  $\tau_{cx} = 2.4$  MPa (MIL C 7438)
- Tensión de cizalladura del núcleo en la dirección:  $\tau_{cy} = 1.5$  Mpa (MIL C 7438)



La Tabla 4.15 siguiente presenta los datos empleados para el cálculo. La Tabla 4.16 presenta finalmente un resumen de los resultados obtenidos, con indicación de los modos de fallo observados y de los valores de carga crítica. Los modos de fallo observados experimentalmente coinciden con los previstos según los modelos. Los valores de carga crítica estimados por los modelos son también muy similares a los observados experimentalmente.

Tabla 4.15: Características geométricas y resistencia de los constituyentes de ensayos de flexión.

Panel	Ancho (b) (mm)	Luz (l) (mm)	Piel (t) (mm)	Núcleo (c) (mm)	$\sigma_f$ (Mpa)	$\sigma_c$ (Mpa)	$\tau_c$ (Mpa)
450Y	54.8	450	0.51	24.4	233	4.5	1.5
350Y	48	350	0.51	24.4	233	4.5	1.5
200Y	52	200	0.51	24.4	233	4.5	1.5
175Y	53	160	0.51	24.4	233	4.5	1.5
125Y	54.6	125	0.51	24.4	233	4.5	1.5
200X	54.75	200	0.51	24.4	252	4.5	2.4
175X	55	160	0.51	24.4	252	4.5	2.4
125X	52.5	125	0.51	24.4	252	4.5	2.4



Tabla 4.16: Cargas de colapso y modos de fallo en los ensayos de flexión

Panel	Fi (KN)	Fc (KN)	Ff (KN)	Carga de colapso teórica (kN)	Carga de colapso experimental (kN)	Modo fallo
450Y	2.057	4.041	<b>1.442</b>	1.442	1.37	Caras
350Y	1.801	3.547	<b>1.624</b>	1.624	1.43	Caras
200Y	<b>1.951</b>	3.869	3.078	1.951	1.74	Indentación
175Y	<b>1.989</b>	3.960	3.922	1.989	1.86	Indentación
125Y	<b>2.049</b>	4.103	5.172	2.049	2.19	Indentación
200X	<b>2.127</b>	6.484	3.506	2.127	2.00	Indentación
175X	<b>2.137</b>	6.532	4.402	2.137	1.76	Indentación
125X	<b>2.040</b>	6.259	5.378	2.040	1.81	Indentación

Los modos de fallo del panel en flexión dependen de la luz entre apoyos. Con luces mayores de 300mm se dan fallos por fractura de la piel en la cara bajo compresión. Para luces inferiores se observan fallos por indentación local. No se han observado fallos por cortadura del núcleo. Los modos de fallo previstos por los modelos coinciden completamente con los modos de fallo observados experimentalmente.



La figura 4.35 siguiente presenta gráficamente la excelente concordancia entre los valores de carga previstos por los modelos y los medidos en los ensayos.

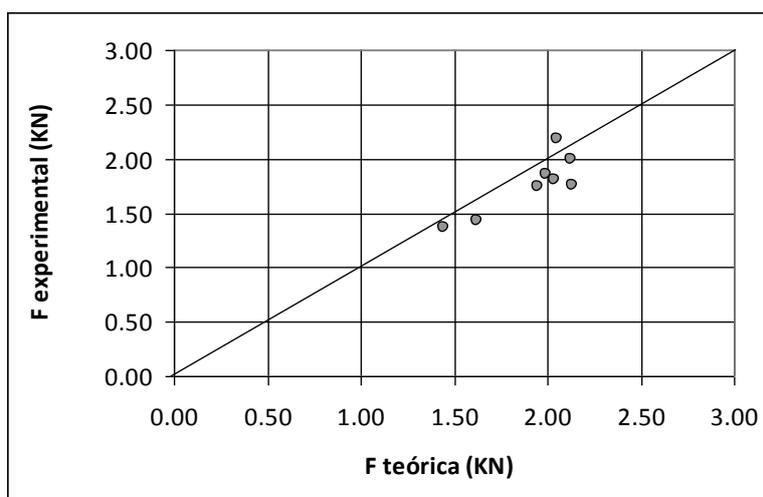


Figura 4.35 . Representación gráfica de los valores de carga crítica de fallo observada experimentalmente y estimada a partir de modelos teóricos.



## 5. CONCLUSIONES

El objeto del presente trabajo ha sido el análisis y caracterización de paneles sándwich empleados en la construcción de chasis de vehículos deportivos y de competición.

La combinación de ensayos mecánicos directos sobre el panel sándwich y la caracterización individual de sus componentes, tanto mediante ensayos mecánicos como mediante la determinación de su composición y estructura interna, ha permitido llevar a cabo un completo análisis de las características y prestaciones del panel. En particular, ha permitido obtener valores suficientemente precisos de los parámetros de resistencia y rigidez de los paneles, necesarios para llevar a cabo simulaciones de estructuras de chasis mediante técnicas de elementos finitos MEF.

Las técnicas de caracterización estructural utilizadas han aportado información inequívoca sobre la composición y estructura interna de los componentes del panel sándwich: pieles y núcleo. Desde un punto de vista de las diferentes propiedades medidas y analizadas en los componentes, se tienen las siguientes conclusiones:

El valor medio del módulo elástico de la piel, determinado a partir de ensayos de flexión del panel completo,  $E_f$  en dirección  $W$  es de 21.76 GPa, mientras que el módulo del núcleo es  $G_c=210$  MPa. En la dirección  $L$ , se obtienen  $E_f= 20.7$  GPa y  $G_c=400$  MPa, lo que sugiere que la piel está equilibrada (propiedades similares en  $L$  y  $W$ ) mientras que el núcleo refleja las diferencias características de los núcleos en panel de abeja entre eje  $L$  y  $W$ . La resistencia a compresión de la piel, estimada a partir de los ensayos de flexión, es de 208 Mpa en sentido  $W$  y 228 en sentido  $L$ . Los resultados de resistencia y rigidez de la piel son coherentes con los obtenidos a partir de ensayos de tracción de muestras de la piel. En los ensayos de tracción se obtienen valores de  $E_f= 21.14$  Gpa y 23.6 Gpa, en las direcciones  $L$  y  $W$ , y valores de resistencia  $\sigma_{RL} = 250$  MPa y  $\sigma_{RW} = 235$  MPa, ligeramente superiores a los valores de resistencia a compresión. Los valores de rigidez observados son característicos de pieles reforzadas con fibra de vidrio, pero muy inferiores a los típicos de pieles reforzadas con fibra de carbono.



La naturaleza y configuración del refuerzo de las pieles se determinó a partir de observación microscópica y análisis EDS. El refuerzo en la piel está constituido por dos capas de tejido similar, equilibradas en las direcciones L y T. Cada una de ellas es un tejido de tipo satén 1/8, con un valor aproximado de 57.72 hilos por pulgada en sentido longitudinal (urdimbre) y 54 hilos por pulgada en el sentido transversal (trama). Cada hilo está constituido por 816 fibras, sin torcido ni trenzado, con un diámetro medio de 6 micras, que se corresponde con una designación normalizada ECDE 75 1/0. Esta configuración de tejido corresponde a un tipo normalizado de tejidos de fibra de vidrio, no empleada en tejido de fibra de carbono o aramida. Dicha configuración de tejidos de refuerzo se designa como tipo 7781 según las normas ASTM D578 y MIL-Y-1140H. La composición, determinada por análisis EDX, se corresponde con una variante de vidrio E, denominada tipo ECR, que presenta una resistencia similar al vidrio E, con  $\sigma_{RF}=3445$  MPa, y un módulo  $E=80.3$  GPa, ligeramente superior al módulo del vidrio E:  $E=72.3$  GPa. La proporción de fibras de refuerzo en la piel es del orden del 40%. No se ha determinado la naturaleza de la resina. Este aspecto se considera de poca influencia en la resistencia global del panel. No obstante, y dado el uso de los paneles, se trata posiblemente de resinas fenólicas, resistentes al fuego.

El núcleo es de tipo hexagonal o panal de abeja y presenta un tamaño del celda nominal de 6 mm (1/4 inch), con un espesor de las láminas de 0.063 mm. Esta configuración corresponde a un tipo estándar de núcleos de panal de abeja de aluminio, cuya densidad nominal es de  $83 \text{ kg/m}^3$ . Los valores medidos en las muestras fueron de  $84.3 \text{ kg/m}^3$ . La composición del núcleo se aproxima a la de una aleación 3004 (Al1Mn1.2Mg), que presenta características mecánicas ligeramente superiores a la aleación de grado comercial para núcleos de aluminio 3003, pero inferiores a las de las aleaciones Al 2.5 Mg 5052 ó Al5Mg 5056 empleadas en núcleos de uso aeronáutico.

Los modos de fallo del panel en flexión dependen de la luz entre apoyos. Con luces mayores de 300mm se dan fallos por fractura de la piel en compresión. Para luces inferiores se observan fallos por indentación local. No se han observado en ninguno de los ensayos fallos por cortadura del núcleo. En este sentido, para usos predominantes bajo cargas de flexión parece claro que existe una deficiencia de diseño del panel sándwich, que requeriría de pieles de mayor resistencia.



Globalmente, la naturaleza de los componentes empleados y los valores de resistencia observados en los paneles sándwich analizados son los típicos de paneles sándwich de uso industrial general. No alcanzan los valores de rigidez y resistencia que podrían obtenerse con componentes de mayores prestaciones, como pieles reforzadas con fibra de carbono y núcleos de aleaciones 5052 o 5056.

La excelente concordancia entre los valores experimentales medidos y los derivados de modelos constitutivos bien contrastados en la literatura proporcionan una elevada fiabilidad. La tabla siguiente resume los valores característicos de resistencia del panel junto a valores de referencia de materiales similares, obtenidos a partir de datos normalizados o de catálogos de fabricantes. Estos valores son los parámetros necesarios para llevar a cabo estimaciones o simulaciones MEF.

Tabla 5.1 . Resumen: propiedades del panel analizado [7,8,4]

PIELES	E <sub>f</sub> (GPa)		σ <sub>R</sub> (MPa)		
	L	W	L	W	
Valores medidos de propiedades de la piel	21.7	23.6	228 250	208 233	
Referencia EXCEL: Pieles reforzadas con doble tejido Satén 8H 7781 de vidrio E 55%vol + resina fenólica	17-21		360-400		
NÚCLEO	G <sub>c</sub> (MPa)		σ <sub>R</sub> (MPa)		
	L	W	L	W	T
Valores medidos de propiedades del núcleo, con densidad 84.3 kg/m <sup>3</sup>	209	400	-	-	4.5
Referencia: MIL C 7438 Núcleo de panel de abeja Aluminio 3003 ¼ de 83 kg/m <sup>3</sup>	220	440	2.4	1.5	4.6



El alcance del presente trabajo de investigación está limitado al estudio de las características del propio panel. Por ello, no resultan o es fácil derivar o proponer a partir del presente estudio posibles líneas de trabajo o investigación adicionales. Para una caracterización completa sería desde luego aconsejable llevar a cabo una determinación precisa del tipo de resina empleada en las pieles, lo que podría realizarse con técnicas analíticas adecuadas, como espectroscopia RAMAN o infrarroja IR. Si podemos concluir que la metodología empleada puede perfectamente utilizarse para caracterizar materiales similares con otras configuraciones o componentes.



## 6. BIBLIOGRAFIA Y REFERENCIAS

- [1] Savage G. "Formula 1 Composites Engineering" Eng. Failure Analysis, 17 (2010) 92–115.
- [2] C.A. Steeves, N.A. Fleck, "Material selection in sandwich beam construction" Scripta Materialia 50 (2004) 1335–1339
- [3] L.J. Gibson M.F.Ashby, The Mechanics of honeycombs, in Cellular Solids, 2nd ed. Ed. Cambridge University Press. pp 93-173 (1997)
- [4] S. Heimbs, P. Middendorf , M. Maier, "Honeycomb sandwich material modeling for dynamic simulations of aircraft interior components", 9th International LS-DYNA Users Conference, Deetroit USA (2006)
- [5] Hexcel. Honeycomb sandwich design technology. Publication No. AGU 075B, December 2000. (www.excel.com)
- [6] MIL STD 401B; Sandwich Constructions and Core Materials; General Test Methods. USA (1967)
- [7] J.K Paika, A.K. Thayamballib, G.S. Kima, "The strength characteristics of aluminium honeycomb sandwich panels", Thin-Walled Structures 35 (1999) 205–231
- [8] Hartman D. Greenwood M.EE and Miller D.M. High Strength Glass Fibers. AGY Technical Pub. (1996).
- [9] MIL-C-7438 Standard "Core materials, aluminium, for sandwich construction. USA.
- [10] Donald V. Rosato, David P. DiMattia, Dominick V.Rosato, "Designing with plastics and composites", Van Nostrand Reinhold, New York, 1991.
- [11] Y.X. Zhang, C.H. Yang. Composite Structures 2009;88:147-157.



[12] Valery V. Vasiliev, Evgeny V. Morozov. *Mechanics and Analysis of Composite Materials*. Elsevier, Oxford, 2001.

[13] Y. Zhang. *Composite Structures* 2009;88:121-130.

[14] ANTEQUERA, P., JIMÉNEZ, L., MIRA VETE A. : "Los materiales compuestos de fibra de vidrio". Secretariado de Publicaciones, Universidad de Zaragoza, España, pp. 275, 1993.

[15] F. París, J. Cañas, J.C. Marín, A. Barroso (2008). "Introducción al análisis y diseño con materiales compuestos".

[16] F. París, R. Picón, J. Cañas, J. C. Marín, E. Graciani, A. Barroso, E. Correa, R. Ocaña (2008). *Apuntes de la asignatura de Ingeniería Industrial "Análisis numérico y experimental de tensiones"*.

[17] ASM HANDBOOK. Volume 21, "Composites".

[18] ASHBY, M. F. (2000). *Metal Foams - A Design Guide*