

## CAPÍTULO 2

### ***ANTECEDENTES***



## 2.1.- MATERIALES COMPUESTOS.

### 2.1.1.- Definición y evolución.

Los materiales compuestos son aquellos formados por la combinación a escala macroscópica de dos o más materiales con interfaces de separación entre ellos y separables por medios físicos. Se obtienen unas propiedades que no pueden ser alcanzadas por los constituyentes actuando aisladamente. Aunque aquí lo concebimos como un producto fabricado, existen en la naturaleza ejemplos de asociaciones de diferentes elementos funcionando como un conjunto, como pueden ser ciertos tejidos humanos.

Aunque pueden estar reforzados con partículas, el objetivo de mayor interés lo constituyen aquellos reforzados con fibras. Éstas aportan rigidez, resistencia y dureza, y se encuentran embebidas en una matriz que se encarga de dar consistencia geométrica y de transmitir las cargas, siendo las fibras las encargadas de absorberlas. [1]

Para conocer verdaderamente la importancia actual de los materiales compuestos habría que remontarse a los albores de su empleo, que fue en la Segunda Guerra Mundial, entre los años 1939 y 1945. El despliegue de armamentos que tuvo lugar, el más grande a lo largo de la historia, motivó un gran desarrollo en la aviación. [2]

La construcción de aeronaves se producía de forma apresurada y en parte improvisada dada la urgencia imperante del momento. Fruto de ello era la ineficiente colocación de los sistemas de a bordo, que al ser los últimos elementos en el montaje del avión, se disponían de modo casi aleatorio en los recovecos libre del fuselaje.

Los conductos de refrigeración que había que instalar eran excesivamente estrechos y complejos de fabricar con metales, y fue en esta tesitura donde se usaron por primera vez los materiales compuestos, auspiciado por las facilidades para la fabricación y el conformado de piezas, en la construcción de conductos de ventilación. [3]

En este mismo periodo de confrontación a nivel mundial, se comenzó a utilizar en las góndolas de los motores y en la cubierta de las antenas de radar, ya que el material ofrecía las ventajas de reducir el peso aun aportando resistencia estructural y transparencia al radar enemigo.

Además se fueron desarrollando un sinfín de aplicaciones, todas ellas de baja relevancia estructural y resistente: paneles sándwich empleados en los asientos de los pilotos, materiales compuestos resistentes al fuego, aparición del formato prepreg,...

La primera aplicación de calado en la aviación de los materiales compuestos fibrosos data de 1942, cuando se usaron en la modificación del fuselaje del avión de entrenamiento

militar *Vultee BT-13A* de las US Army Air Forces. [4] Sin embargo, cuando se usó como elemento estructural principal, no secundario, fue en su “hermano mayor”, el *Vultee BT-15*, que poseía el fuselaje de fibra de vidrio, convirtiéndose en el primero en volar de esas características en 1944. [5]

El fin de la guerra hizo que las empresas que habían invertido sus esfuerzos en el desarrollo de los compuestos fibrosos con fines armamentísticos tuvieran que redireccionar su negocio hacia vías más pacíficas. [3]

Este hecho tuvo lugar coetáneamente al resurgir de la industria aeroespacial de los 50s y fue en gran medida potenciado por la carrera espacial acontecida en los 60s. [6]

De gran importancia fue el desarrollo, en 1960 por el Dr. AkioShindo, de las fibras de carbono de alta resistencia usando como precursor el polyacryonitrile, PAM, sustituyendo a otros precursores antes empleados como el rayón (fibras obtenidas a partir de la celulosa) [7], lo cual mejoraba sustancialmente sus propiedades mecánicas a tracción, posicionándolo hoy día como el método usado por excelencia en la fabricación de fibras de carbono.

Desde mediados de los 70s hasta nuestros días, el proceso evolutivo de la aplicación de materiales compuestos en la industria aeronáutica ha ido aumentando cada vez más. Se trata de una etapa en la que se produce una fuerte simbiosis entre los centros de investigación y laboratorios con las empresas manufactureras de aeronaves, habiendo una transferencia de conocimiento constante entre ambos sectores.

Como ejemplo se va a mostrar gráficamente, en las figuras 2.1, 2.2, 2.3, 2.4, 2.5 y 2.6 la evolución de las aeronaves creadas por AIRBUS en lo que a porcentaje en peso de materiales compuestos se refiere. [8]

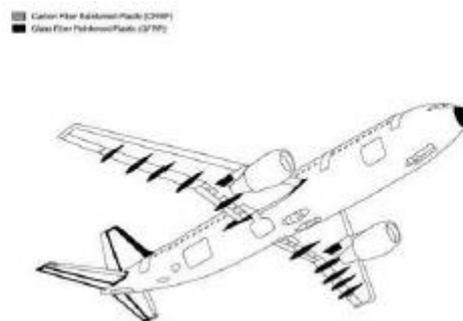


Figura 2.1: A300 (año 1972). Formado por un 5% en peso de materiales compuestos.

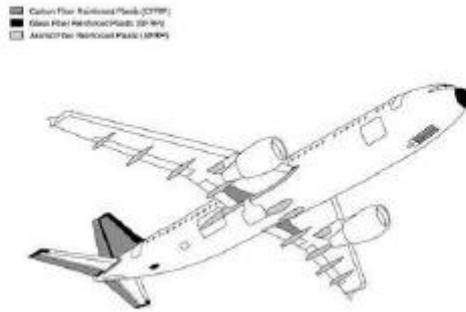


Figura 2.2: A310-200 (año 1982). Formado por un 8% en peso de materiales compuestos.

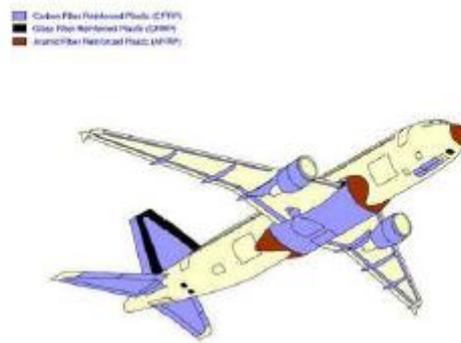


Figura 2.3: A320 (año 1987). Formado por un 10% en peso de materiales compuestos.

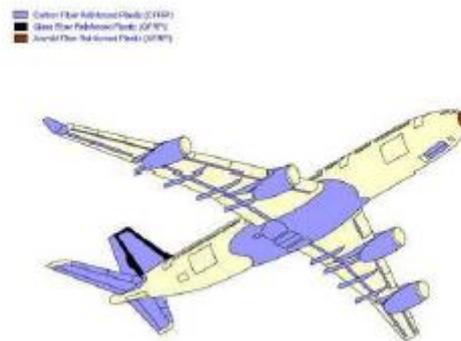


Figura 2.4: A330 y A340 (año 1992 a 2002). Formado por un 12% en peso de materiales compuestos.

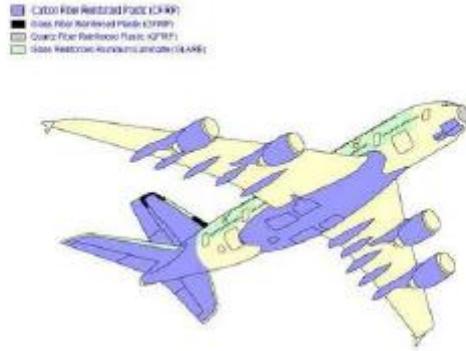


Figura 2.5: A380 (actualidad). Formado por un 25% en peso de materiales compuestos.



Figura 2.6: A350 (futuro próximo). Se prevé estará formado por un 55% en peso de materiales compuestos.

### 2.1.2.- Matriz.

Aquellas de mayor uso en la aeronáutica son las termoestables o termoendurecibles (también llamados duroplásticos), cuya propiedad más importante es que no se funden al calentarlas, si bien pierden propiedades de rigidez a partir de una cierta temperatura (hasta 300°C para las Epoxi y 110°C para las poliéster). Su característica fundamental es la capacidad de establecer enlaces covalentes entre cadenas, y a este proceso reactivo de entrecruzamiento se le denomina curado del material.

La resina por sí misma no presenta ninguna propiedad útil hasta que es endurecida por reacciones químicas de curado. Su estructura se transforma en un entramado o red constituida por enlaces covalentes en todas las direcciones. De esta forma se pasa de un polímero lineal soluble a otro entrecruzado insoluble e infusible.

Aunque existen diversas formas de producción, se comentará el método empleado para fabricar los laminados del proyecto.

Éstos son obtenidos a partir del material que envía el fabricante, cintas enrolladas de fibras pre-impregnadas de matriz formada por la resina y el catalizador, que se denominan

*pregreg*. Esta mezcla presenta una temperatura de transición vítrea por encima de la temperatura ambiente, por lo que al ser manipulada se encuentra en estado semisólido o gomoso.

El material podría iniciar su polimerización a temperatura ambiente, pero este proceso tardaría muchísimo, ya que habría que romper previamente enlaces que dificultarían el crecimiento de las cadenas. De todas formas el material se guarda siempre en el congelador hasta su uso.

Una vez formado el laminado con el que trabajaremos es cuando es necesaria la adición de calor y presión para elevar la temperatura por encima de la vítrea y convertir la mezcla en líquida. Es entonces cuando se formarán mayor número de enlaces covalentes que permitan el entrecruzamiento tridimensional de las cadenas, es decir, cuando tendrá lugar la reacción de curado.

#### 2.1.2.1.- Transformaciones de fase.

Las resinas termoendurecibles pueden adoptar varias formas físicas o fases, dependiendo de la temperatura y del tiempo, durante la reacción de curado. Este hecho se plasma claramente en los diagramas TTT (Tiempo- Temperatura- Transformación). En ellos se muestran temperaturas que determinan las características de la resina así como líneas que delimitan la transición entre estados. Podemos observarlo en un diagrama como el de la figura 2.7.

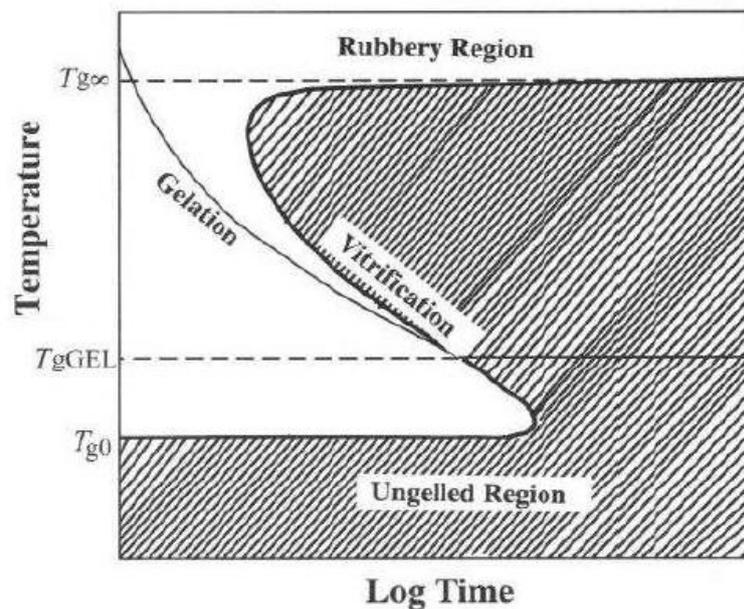


Figura 2.7: Diagrama TTT característico.

**Temperaturas:**

*[ Temperatura de transición vítrea: punto intermedio de temperatura en el que el material no se encuentra ni en estado sólido (rígido), ni en estado líquido (fundido), sino que está en un estado gomoso. En este estado gelatinoso el material adquiere cierta elasticidad y capacidad para deformarse plásticamente sin llegar a fracturarse]*

$T_{g\infty}$ : Temperatura de transición vítrea del sólido totalmente reticulado. También se conoce como la máxima temperatura de transición vítrea del sistema.

$T_{ggel}$ : Temperatura por encima de la cual se produce la gelificación y la resina se encuentra en estado gel.

$T_{go}$ : Temperatura de transición vítrea del prepolímero (material sin curar). Por debajo de ella el material no reacciona y la resina puede almacenarse.

**Transiciones más relevantes:**

Gelificación: punto en el cual se comienzan a formar enlaces covalentes entre cadenas lineales colindantes, produciéndose la unión entre ellas. Es característica de los termoestables y tiene una importancia vital en el procesado.

A partir del punto de gel el material deja de fluir y no puede ser procesado. La resina pasa a un estado gomoso y su viscosidad se ve incrementada en gran medida. Se caracteriza por la coexistencia de zonas en las que se han formado estos enlaces cruzados (reticuladas) junto con otras en las que la unión no se ha dado.

Vitrificación: Transformación desde un estado líquido viscoso o de gel elástico a un estado vítreo. Empieza a ocurrir cuando la temperatura de transición vítrea de las cadenas crecientes coincide con la temperatura de curado. Supone una parada brusca del curado, lo hace más lento. Es un proceso reversible, y el curado puede ser completado por calentamiento.

Determina el mínimo tiempo para que no quede ninguna cadena del prepolímero sin tener enlaces cruzados, aunque esto no indica que el proceso haya terminado, ya que las cadenas pueden seguir engarzándose y formando nuevos enlaces hasta el curado total.

En la figura 2.8 se observan en 2D las diferentes fases correspondientes al curado de un termoestable.

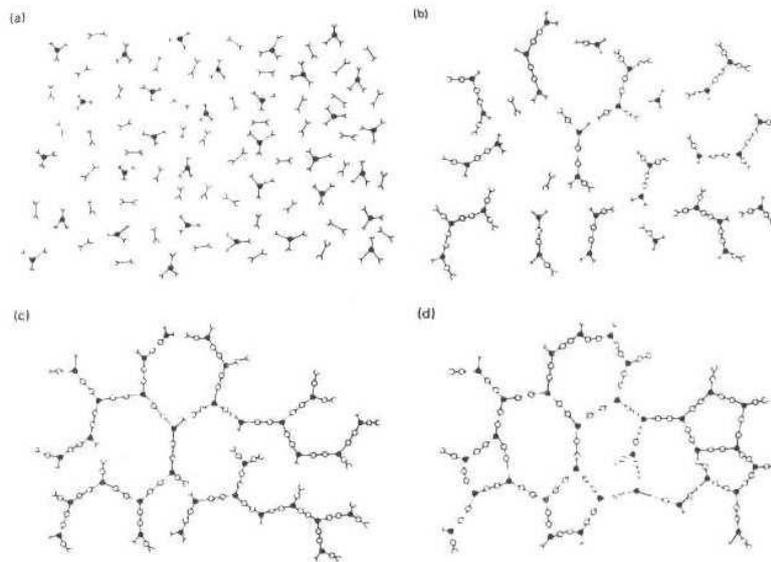


Figura 2.8: representación en 2D del curado de un termoestable. (a) Monómeros. (b) Crecimiento lineal y curado por debajo del punto de gel. (c) Formación de un gel, reticulación incompleta. (d) Termoestable, curado total. [Turi, 1981]

### Regiones más significativas del diagrama TTT:

A) Por debajo de  $T_{go}$ : la resina se encuentra en estado sólido y la reacción de curado puede ocurrir pero muy lentamente, en meses o años. Los termoestables que se encuentran en esta zona son los usados para realizar los preimpregnados, ya que es generalmente la forma en la que se venden en la industria los prepolímeros.

B) Entre  $T_{go}$  y  $T_{ggel}$ : la solución catalizada se encuentra en estado líquido. Es esta región en la que damos forma o conformamos la pieza duroplástica.

C) Entre  $T_{gel}$  y  $T_g$ : se produce la polimerización, primero se produce la gelificación y luego la estructura sólida termoestable (Crosslinking) continúa fraguando hasta llegar a la vitrificación.

D) Por encima de  $T_g$ : obtenemos un material correoso, no como sólido puesto que nunca vitrifica, sino como gel. En esta zona no se establecen los enlaces cruzados suficientes como para considerar al material termoestable.

Estas zonas aparecen representadas en el gráfico de la figura 2.9.

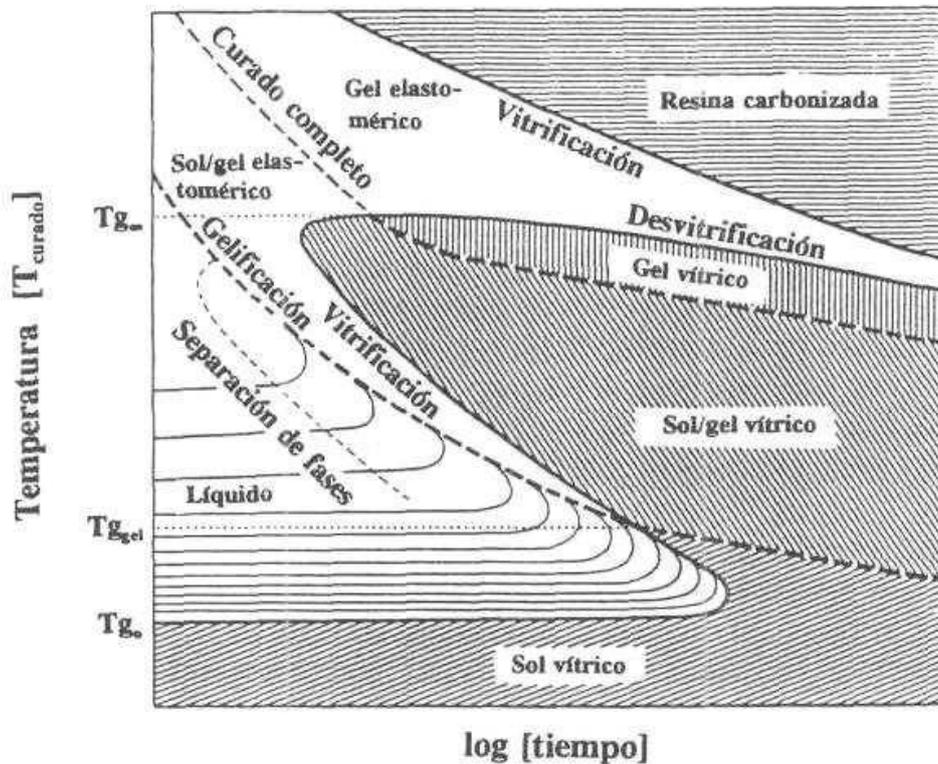


Figura 2.9: Identificación de las zonas en el diagrama TTT. [9]

### 2.1.2.2.- Resinas Epoxi.

Este tipo de resina es el empleado en el presente proyecto. Posee muy buena estabilidad dimensional (presentan poco encogimiento "shrinkage") y buenas propiedades

mecánicas y comportamiento frente a la temperatura, lo que conlleva su elevado precio frente a otros termoestables.

Las resinas Epoxi más frecuentes son producto de una reacción entre Bisfenol A, que se obtiene de fenol y acetona, y epiclorohidrina, tal como se ve en la figura 2.10.

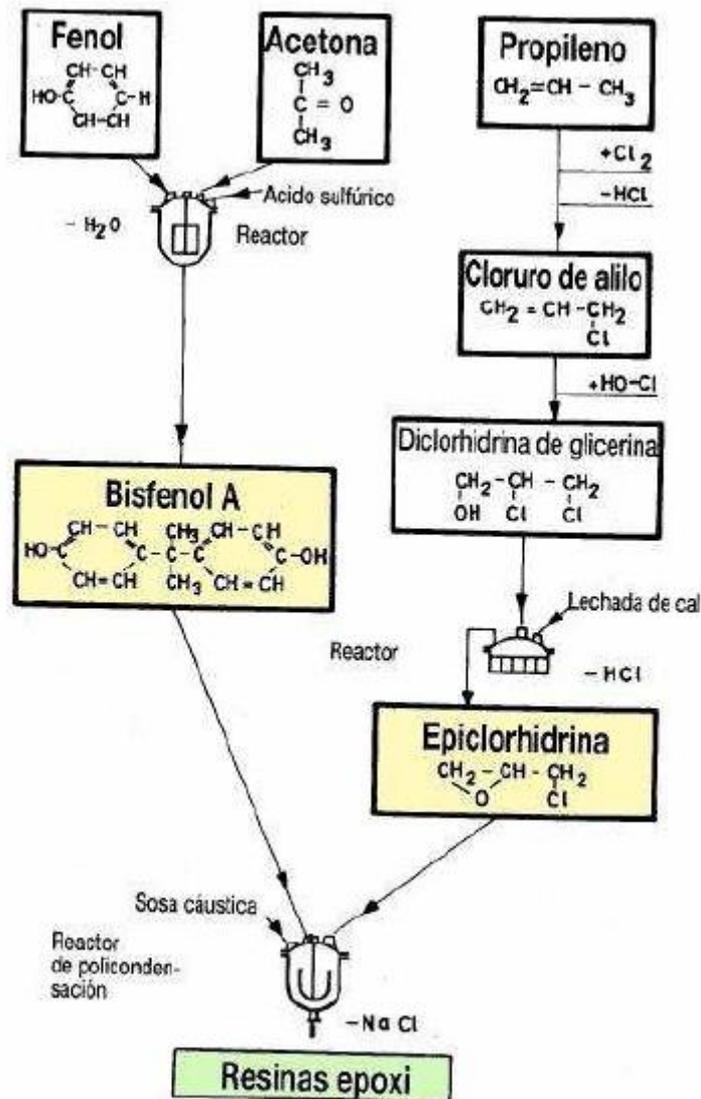


Figura 2.10: Esquema de fabricación de una resina epoxi. [10]

Las propiedades que presenta este tipo de resina son:

- Excelentes propiedades mecánicas.
- Temperatura de uso oscilante entre 130-240°C.
- Buen aislamiento eléctrico.
- Resistencia al ataque de fluidos corrosivos (*agua, ácidos, soluciones salinas, alcoholes, grasas, aceites, carburantes,...*)
- Excelente resistencia química.
- Poca contracción al curar, ya se ha comentado la alta estabilidad dimensional.
- Excelentes propiedades adhesivas.

### **2.1.3.- Fibra.**

Son los elementos de refuerzo y muestran una gran resistencia en su dirección predominante. Debido a las pequeñas dimensiones de la sección transversal, no son directamente aplicables, y por ellos son embebidas en matrices que las protegen.

La empleada en este proyecto es la fibra de Carbono, que presenta excelentes propiedades mecánicas, siendo la de mayor rigidez, y la más resistente después de la Kevlar. Es la segunda fibra más empleada después de la de vidrio.

#### **2.1.3.1.- Propiedades.**

- Muy rígidas y con densidades relativamente bajas, lo que conlleva muy buenas propiedades específicas.
- Coste intermedio (mayor que la fibra de vidrio).
- Mal aislante eléctrico.
- Diámetro entre 5 y 8  $\mu\text{m}$ .
- Frágil. Prácticamente no presenta plasticidad, el límite elástico es similar a la resistencia a tracción.
- Rigidez variable desde la misma del acero hasta cuatro veces la de éste. Sus propiedades dependen del proceso de fabricación y del precursor, que puede ser poliacrilonitrilo (rigidez menor) o asfalto de petróleo (rigidez mayor).
- De 2000 a 12000 filamentos por hilo.
- Más densa que la aramida y menos densa que la fibra de vidrio.
- Bajo coeficiente de dilatación térmica. Esta propiedad junto a su rigidez lo hacen un material muy adecuado cuando se desea mantener una geometría indeformable.
- Anisotropía en la expansión térmica, coeficiente negativo en la dirección del grafeno y positivo en la transversal.

2.1.3.2.- Proceso de fabricación.

Consta de los siguientes pasos:

1. A partir de una bobina de poliacrilonitrilo comenzamos a estirar el hilo y lo hacemos pasar por un horno.
2. Carbonización. Calentamos el material base a más de 900°C. A los 450°C se produce la pirólisis, el material se rompe pero no se quema debido a la ausencia de oxígeno. Se separan los elementos de la cadena (nitrógeno, azufre,...) y queda carbono puro. Las cadenas se unen por enlaces cruzados.
3. Grafitización. De nuevo hacemos pasar el hilo de carbono puro por un horno a 500°C. A la salida los enlaces son sp<sup>2</sup> en su mayoría, obteniendo grafito.
4. Al hilo obtenido se le hace un tratamiento superficial y ya tenemos el material final.

El proceso a partir del asfalto de petróleo es similar, añadiendo un tratado previo por el que se forma el hilo inicial. La fibra obtenida del asfalto es más rígida, pero mucho menos resistente a tracción y más barata.

El resultado es que cada filamento de la fibra está a su vez formado por cintas que reciben el nombre de grafenos. Se trata de planchas de carbono en estructura hexagonal unidas por enlaces sp<sup>2</sup> y superpuestas. La dirección en que se distribuyan éstas repercutirá en las propiedades. Pueden hacerlo:

- En dirección radial. Adherible a una matriz polimérica.
- En dirección circunferencial (piel de cebolla). La superficie externa queda lisa y con un enlace  $\pi$  libre hacia el exterior. De esta manera queda un electrón libre que se comporta de forma parecida a la que lo hacen en los metales, confiriendo alta conductividad eléctrica en sentido longitudinal a la cinta. Estos electrones no pueden moverse transversalmente a la cinta, lo que hará que el material sea anisótropo en sus propiedades conductivas. Además, estos enlaces libres externos se adhieren con facilidad a matrices metálicas pero difícilmente se unirán a un polímero.
- Las propiedades mecánicas están ligadas a la orientación de los grafenos. Cuanto menor sea el desorden mayor será la rigidez, y cuanto mayor temperatura tengamos en la última etapa de grafitización menor será el desorden. El asfalto de petróleo tiene a formar una estructura más ordenada.

En la figura 2.11 se observa el proceso al que es sometido el poliacrilonitrilo para la obtención de fibra de carbono.

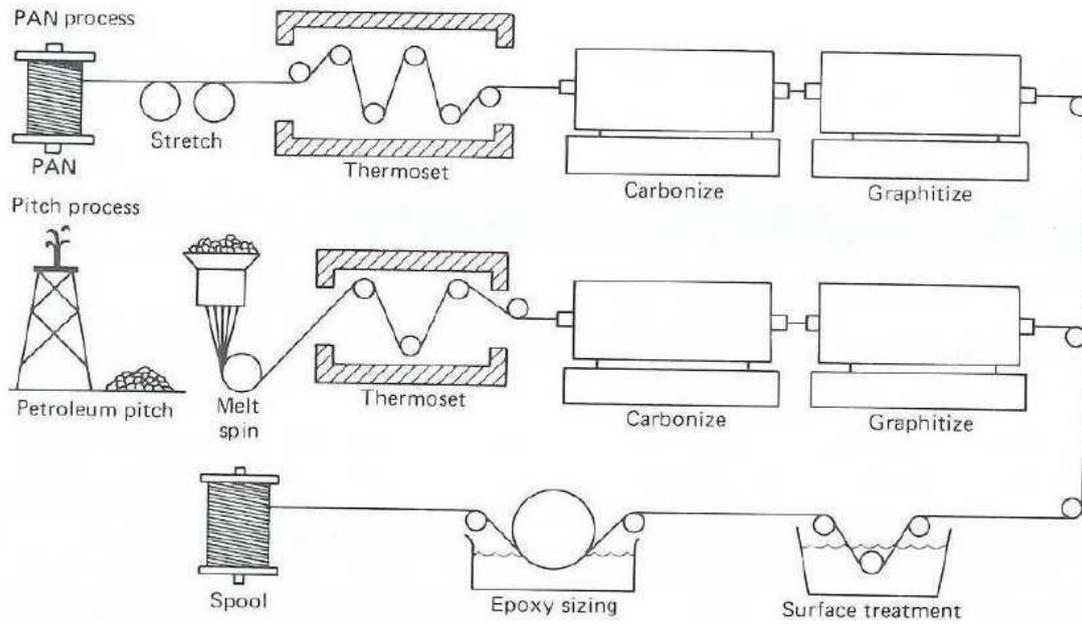


Figura 2.11: Proceso de fabricación de la fibra de Carbono a partir del PAN. [11]

## 2.2.- FATIGA EN MATERIALES COMPUESTOS.

### 2.2.1.- Introducción.

Teniendo en cuenta que este proyecto se basa en la realización de ensayos dinámicos o de fatiga, es conveniente conocer un poco más a fondo este fenómeno. La **fatiga** es el proceso de deterioro de una estructura como consecuencia de cargas cíclicas aplicadas, llegando incluso al colapso de la misma.

Se sabe que un material sometido a tensiones fluctuantes fallará a una tensión mucho más baja que la estática de rotura. Esto se debe a que en la fatiga se producen pérdidas de resistencia y ductilidad, siendo necesaria la caracterización del material en este aspecto para eliminar la incertidumbre existente en cuanto a la duración o vida en servicio del éste.

Estas cargas fluctuantes tienen un efecto muchísimo más perjudicial ante la presencia de no homogeneidades o imperfecciones en el material. Cuando hay, por ejemplo, una grieta, la concentración de esfuerzos en la esquina de ésta aumenta según la grieta se propaga. A partir de una determinada combinación de tamaño de grieta y esfuerzos, el defecto irá creciendo y propagándose de forma rápida y descontrolada.

La mayoría de elementos de materiales compuestos también son sensibles a fatiga por cargas cíclicas. De hecho, en un laminado de material compuesto sometido a una sucesión de cargas cíclicas se observan dos fenómenos estructurales: degradación progresiva de la rigidez, y rotura de la pieza, como se ha comentado, a niveles inferiores a los de la resistencia estática. Este comportamiento es consecuencia de la conjunción de varios mecanismos de daño en diferentes puntos del material. Éstos son los mismos que suceden al cargar el material cuasi-estáticamente, pero la diferente interacción entre mecanismos al aplicar cargas cíclicas lleva a modos distintos de degradación. Lo que interviene cada mecanismo de daño depende de las propiedades de los materiales constituyentes, de la configuración del laminado y de las características de la carga aplicada.

Con respecto a defectos más frecuentes hallados en material compuestos se deben citar microcavidades, desalineaciones de las fibras o variaciones locales del contenido de fibra, que siendo introducidos a veces en el proceso de producción, pueden ser, como se ha comentado más arriba, determinantes en el comportamiento a fatiga del compuesto. Para conocer su comportamiento a largo plazo se requerirá una caracterización eficiente y un buen tratamiento estocástico de estos defectos.

El objetivo a largo plazo sería el llegar a predecir la forma de deterioro microestructural según un estado de cargas, su evolución, su interacción y su influencia sobre las propiedades mecánicas del material, pudiendo prever la esperanza de vida del elemento estructural y diseñarlo para una vida óptima. Aunque es una tarea de difícil alcance aún, el

conocimiento de estos mecanismos microestructurales de degradación es un primer paso para conseguirlo. [12]

### **2.2.2.- Consideraciones de la degradación a fatiga de un laminado. [12]**

Las dos propiedades decisivas en el mecanismo de degradación por fatiga son la heterogeneidad y la anisotropía. El comportamiento del material puede observarse a dos escalas: a nivel macroscópico, cada lámina posee un comportamiento mecánico anisótropo y dependiente de la dirección y el contenido del refuerzo; a escala microestructural, las diferentes propiedades de matriz y refuerzo (falta de homogeneidad) da lugar a cargas internas o tensiones entre componentes adicionales a las generadas por cargas externas.

La **heterogeneidad** es el factor más condicionante de la respuesta a fatiga de estos materiales. En primer lugar, la existencia de distintas fases con distintas propiedades es el desencadenante de los mecanismos de degradación local que inician el daño global, siendo ejemplos de estos mecanismos la formación de grietas en la matriz, pérdidas de adherencia, rotura de fibras o separación de láminas. Por el contrario, también contribuye a que haya buena resistencia a fatiga, ya que la expansión del daño es frenada por las discontinuidades entre fases o placas.

La **anisotropía** o dependencia direccional de las propiedades está relacionada con el complejo estado de tensiones y los acoplamientos que se producen. Se produce una compleja distribución interna de tensiones durante la degradación, siendo esto un gran obstáculo para reflejar de forma eficiente las consecuencias de la acumulación de daño por fatiga.

### **2.2.3.- Curvas tensión-esperanza de vida. [12]**

Tal como se ha comentado y al contrario de lo que sucede en los metales, donde se va propagando un solo defecto, en un laminado de material compuesto se origina una distribución de defectos que van aumentando con el número de ciclos hasta la rotura. Pueden aparecer pequeñas grietas que se vayan propagando hasta tener lugar una rotura de fibras en las zonas adyacentes y una delaminación. A pesar de esto, muchos trabajos de fatiga en materiales compuestos toman de referencia el conocimiento previo de ésta en los metales, lo cual no es del todo irracional, ya que los métodos establecidos en la acumulación de daño y análisis de fatiga en metales pueden ser útiles para caracterizar el fenómeno y mejorar el diseño contra los efectos de la fatiga sobre las propiedades del material.

El comportamiento a fatiga de cualquier material, ya sean metales o materiales compuestos, no sólo depende del nivel máximo de tensión al que está sometido, sino también del tipo de tensión cíclica. Para caracterizar a ésta son valores imprescindibles las tensiones máxima y mínima y su cociente "R", siendo otra forma de identificarla mediante la tensión media y la alterna. En cambio otros parámetros tienen influencia mucho menor, como la frecuencia o la forma de la evolución temporal, si bien es cierto que las cargas suelen modelarse como sinusoidales variables con el tiempo.

Antes del desarrollo de la mecánica de la fractura, que comenzó a estudiar la fatiga en metales como un problema de crecimiento de grieta, la única información disponible para los diseños a fatiga era la llamada Curva de fatiga, donde se representa para cada valor de tensión máxima el número máximo de ciclos que aguanta el material antes de romper (normalmente en el plano semilogarítmico). Esta curva S-N percibe a la fatiga sólo en términos de resultados experimentales, sin dar indicación alguna del proceso de degradación que tiene lugar en sí (disminución de rigidez, mecanismo de daño,...).

En la curva S-N que aparece en la figura 2.12 se aprecian las tres zonas principales que presenta un material metálico: al principio la pendiente es suave, luego se incrementa, y al final vuelve a suavizarse hasta que se estabiliza en una tensión límite conocida como límite de fatiga. A niveles de tensión inferiores a éste nunca habrá colapso por fatiga. En materiales compuestos el número de ciclos para alcanzar esa zona es demasiado elevado, ignorándose si existe este límite.

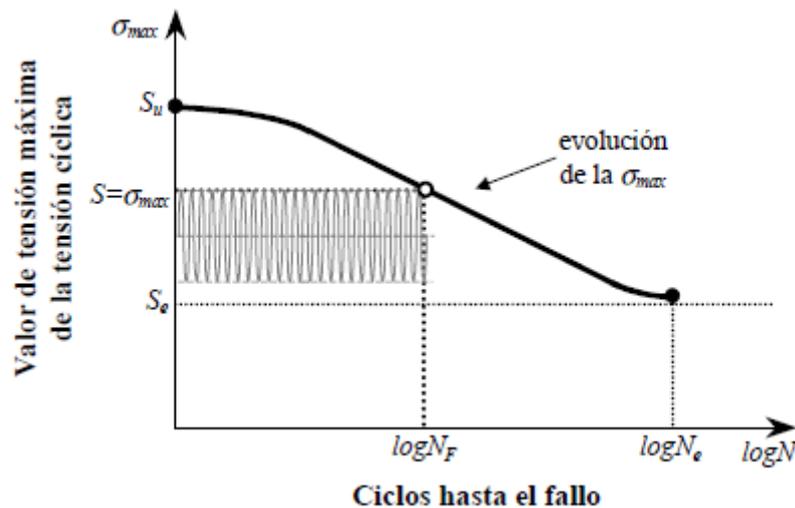


Figura 2.12: Clásica curva S-N en escala semilogarítmica de un material metálico.

La curva S-N es un buen punto de partida para el diseñador, ya que le permitirá asociar una probabilidad de fallo a cierto nivel de tensiones si maneja correctamente los aspectos

estadísticos de los ensayos realizados. Con esta información ya se podría diseñar una pieza a fatiga de otro material, pero como el mecanismo de daño en los polímeros reforzados depende de la naturaleza del compuesto y las condiciones de carga, los resultados experimentales no son fácilmente generalizables aquí. Por esto se están haciendo tantos esfuerzos para mejorar el conocimiento a fatiga de los compuestos.

#### 2.2.3.1.- Tratamiento de las curvas de fatiga.

Tal como se desprende de [13], hay dos coeficientes que llevan a la unificación del comportamiento a fatiga de un laminado de material compuesto, teniendo en cuenta en primer lugar la dependencia de la orientación de las fibras, y en segundo lugar la de la tensión media.

##### 1.- Ratio de resistencia a fatiga.

La resistencia a fatiga, así como la resistencia estática de laminados unidireccionales depende en gran medida de la orientación de las fibras. Para comparar el comportamiento a fatiga fuera de ejes principales para diferentes orientaciones de la fibra, una medida normalizada de la resistencia a fatiga se introdujo.

El parámetro más simple para normalizar la tensión máxima  $\sigma_{max}$  es la resistencia estática en dirección de la carga  $\sigma_B$ , ya que ésta última caracteriza la anisotropía del laminado unidireccional. Por tanto, la medida escalar adimensional más simple para la resistencia a fatiga, el ratio de resistencia a fatiga, fue definida como:

$$\Psi = \sigma_{max} / \sigma_B \quad (1)$$

Obviamente, el ratio de resistencia a fatiga es una medida de la tendencia al fallo estático, ya que éste se produciría para un valor igual a 1. Este parámetro se convierte en una medida efectiva para analizar los datos de fatiga.

Para mostrar los resultados del uso del ratio de resistencia a fatiga  $\Psi$  se recurrirá a una gráfica obtenida de [13] para un laminado unidireccional de carbono/epoxi con valor de  $R=0.1$ . Se muestra en la figura 2.13.

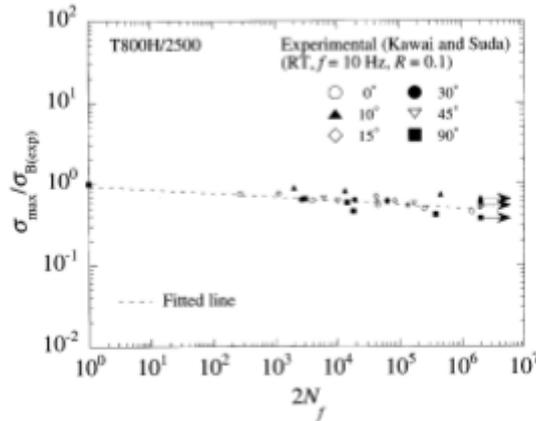


Figura 2.13: Relaciones S-N normalizadas en términos de ratio de resistencia a fatiga.

Se observa que todos los datos de fatiga normalizados se encuentran distribuidos en una banda relativamente estrecha, sin mostrar indicación alguna del efecto de la orientación de las fibras. Se ha eliminado la dependencia.

También se observó al comparar las relaciones S-N normalizadas para diferentes ratios de tensión, que el gradiente de la recta de ajuste era mayor según menor era el ratio R. Esto es uno de los primordiales objetivos de este proyecto, la comparación entre los datos de fatiga para R=-1 (T-C) y R=10 (C-C).

**2.- Ratio de resistencia a fatiga modificado.**

Ya que la variable anterior sólo se define usando la tensión de fatiga máxima, es insensible a cualquier diferencia en la forma de la onda de la carga de fatiga. Para incorporar la sensibilidad a diferentes modos de carga hay que expresar previamente las tensiones media y alterna en función de R. Manipulando esas ecuaciones y teniendo en cuenta que la condición de fallo estático es  $\sigma_{max}=\sigma_B$ , se llega a la definición de la siguiente cantidad escalar adimensional:

$$\Psi = \sigma_a / (\sigma_B - \sigma_m) \quad (2)$$

Esta medida sólo sería igual a la anterior en el caso que R=-1. Se trata de una generalización del caso anterior que incluye los efectos de la tensión media. Se ha demostrado que es una medida muy útil del comportamiento a fatiga fuera de ejes de laminados bajo una variedad de ratios de tensión.

El conjunto de datos de fatiga para diferentes valores de  $R$  (-0.3, 0.1, -1, -0.3) aparecen representados en la figura 2.14 usando este ratio, y se observa que la dependencia con  $R$  es casi eliminada. Por tanto se concluye que  $\Psi$  anula substancialmente la dependencia con la fibra y la tensión media del comportamiento a fatiga fuera de ejes de un compuesto unidireccional.

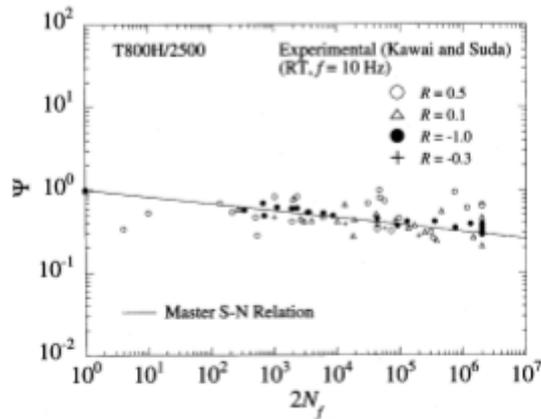


Figura 2.14: Relaciones S-N normalizadas en términos de ratio a fatiga modificado.

Con respecto al comportamiento de compuestos unidireccionales de vidrio/epoxi a diferentes ratios de tensiones, los resultados y las tendencias fueron similares. Consecuentemente se confirma que este ratio se convierte en una medida unificada para hacer frente a los efectos de la tensión media y la orientación de las fibras en el comportamiento de laminados unidireccionales en general.

En cuanto a tejidos, en otros proyectos se superpusieron los datos experimentales adimensionalizados con la tensión última correspondientes a laminados a  $0^\circ$  y  $45^\circ$ , observando que aunque se encontraban algo más distantes, estos puntos se encontraban muy próximos en comparación a las gráficas S-N dimensionales.

#### 2.2.4.- Factores que afectan a la vida a fatiga de los laminados. [12]

a) *Influencia de la fase de refuerzo.*

Tras observar curvas de fatiga para compuestos con fibra de vidrio y con fibra de carbono se aprecia que tienen un comportamiento dispar. La fatiga en polímeros reforzados con fibras de vidrio presenta una disminución de resistencia con el número de ciclos de carga más acentuada que en otros polímeros reforzados con otro tipo de fibras. Esto puede deberse a que estas fibras presentan una alta deformación antes del fallo, superior a la de la matriz polimérica. A continuación, en la figura 2.15, se muestra una gráfica donde se aprecia cómo, en laminados de fibra de vidrio o aramida, la pendiente de la curva S-N es más significativa.

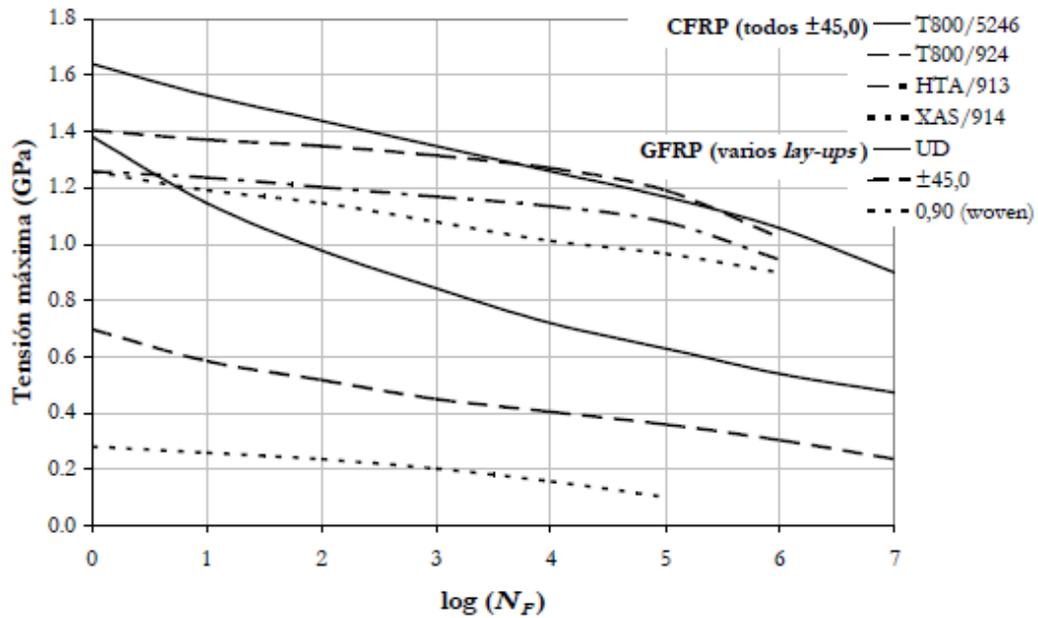


Figura 2.15: Curvas S-N para laminados CFRP y GFRP ensayados en tensión repetitiva R=0.1. (Harris, 2001)

En nuestro caso el material va a ser tejido de epoxi con refuerzo de fibra de carbono, por lo que no existirá esta disminución de resistencia inicial a lo largo de los ciclos de carga.

*b) Influencia de la orientación de las fibras.*

Según las conclusiones sacadas en [14], las probetas que mayor límite de fatiga presentan son aquellas que tienen las fibras orientadas longitudinalmente, y las de menor valor, las probetas orientadas transversalmente.

También se ha analizado, según aparece en la figura 2.16, la vida a fatiga de laminados con distinto tipo de fibra (a  $\pm 45^\circ$ ) sometidos a cargas a tracción. Al no estar los esfuerzos en la dirección de la fibra se produce un estado complejo de tensiones, con tensiones en la dirección del refuerzo y cortante entre fibra y matriz. En este tipo de casos la degradación a fatiga está determinada por las propiedades de la matriz básicamente, y sólo presentan un peor comportamiento los polímeros con Kevlar.

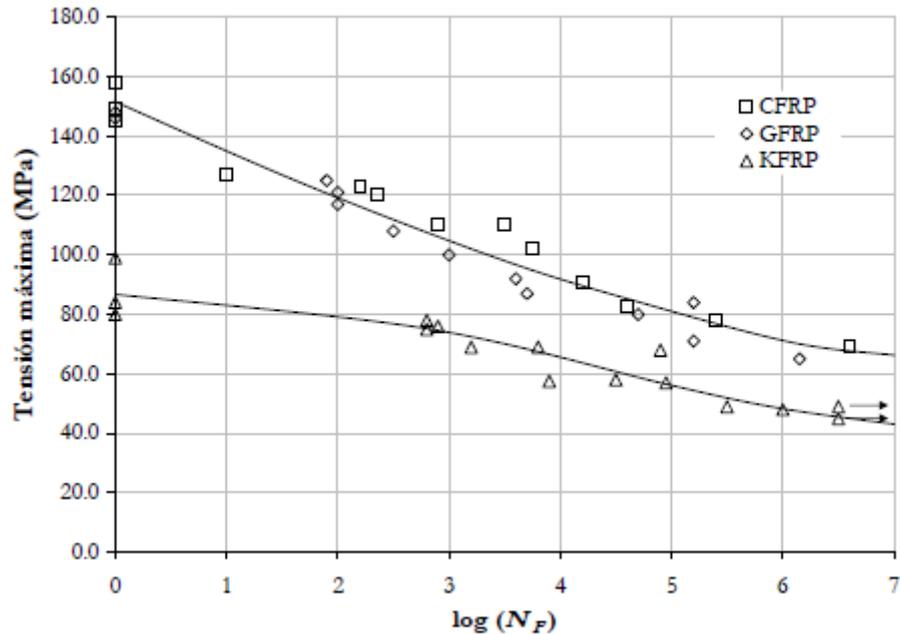


Figura 2.16: Curvas S-N para laminados  $[(+45, -45)_2]_s$  con resina epoxi reforzados con Carbono, E-glass y Kevlar-49 para tensión repetitiva T-T ( $R=0.1$ ). (Harris, 2001)

c) *Influencia de la matriz y de la orientación fibra-matriz.*

En experimentos a fatiga realizados en plásticos con fibra de vidrio resultó claro que matriz e interfase fibra-matriz son los elementos que más influyen en la variación de su resistencia. Las variaciones en el contenido de resina influyen en la resistencia a fatiga mucho más que en la de tensión estática. También se considera que el contenido óptimo de resina está entre el 20 y el 30% del volumen. En los CFRP (Carbon fiber reinforced plastic), caso que más nos interesa, las propiedades de la matriz influyen mucho menos.

Es muy conveniente asimismo ir mejorando en el proceso de producción la adherencia fibra-matriz, ya que esto es muy beneficioso para las propiedades a fatiga.

d) *Influencia del refuerzo en forma de tejido ondulado.*

Aunque por razones de producción tiene una considerable ventaja el uso de tejidos ondulados como refuerzo, fue demostrado en 1987 por Curtis y Moore que la resistencia a fatiga de los CFRP es mucho menor en éstos. Esto es por la importante influencia de las fibras a  $0^\circ$  en las propiedades efectivas, que al estar onduladas tienen más bajo rendimiento. Por el contrario, en laminados con tejidos a  $\pm 45^\circ$  las propiedades resistentes mejoran con un refuerzo ondulado.

e) *Laminados híbridos.*

Son compuestos con más de un tipo de refuerzo. Se ha demostrado que añadir fibras de carbono a un GFRP (glass fiber reinforced plastic) mejora su resistencia a fatiga en la misma proporción que la de la fibra añadida. En otros trabajos se estudiaron laminados híbridos de carbono/Kevlar-49, donde se observó que las resistencias a fatiga mejoraban por encima de la regla de mezclas. El comportamiento a fatiga en los diferentes ensayos realizados muestra por tanto que el efecto de utilizar refuerzo híbrido es claramente positivo. Mientras tanto, los valores de resistencia estática resultantes podían no ser tan idóneos.

f) *Efectos de las características de las tensiones.*

f.1) *Efecto de la tensión media.*

No sólo el valor de la tensión máxima de la tensión cíclica aplicada influye en la vida a fatiga de un material. Se observa experimentalmente que la esperanza de vida depende más bien del nivel de tensiones y del índice de reversión. Aunque el nivel de tensión máxima sea el mismo, la degradación por fatiga es distinta para diferentes tensiones medias, y por tanto también lo es la vida a fatiga predicha. Éste es uno de los grandes objetivos de este proyecto, ya que vamos a comparar vidas a fatiga entre ensayos con valor de R igual a -1 y valor de R igual a 10. Este fenómeno se denomina *efecto de la tensión media* sobre la fatiga.

Cuando la componente media es poco importante y casi todo el nivel de tensión lo induce una elevada componente alterna, la degradación en el material es mucho más rápida. En cambio, cuando la tensión cíclica posee una componente media mayor la degradación es

más lenta, ya que la variación de tensión a lo largo del tiempo es menos acusada para una misma frecuencia. En las siguientes gráficas de la figura 2.17 se puede apreciar más claramente la cuestión que aquí se viene desarrollando.

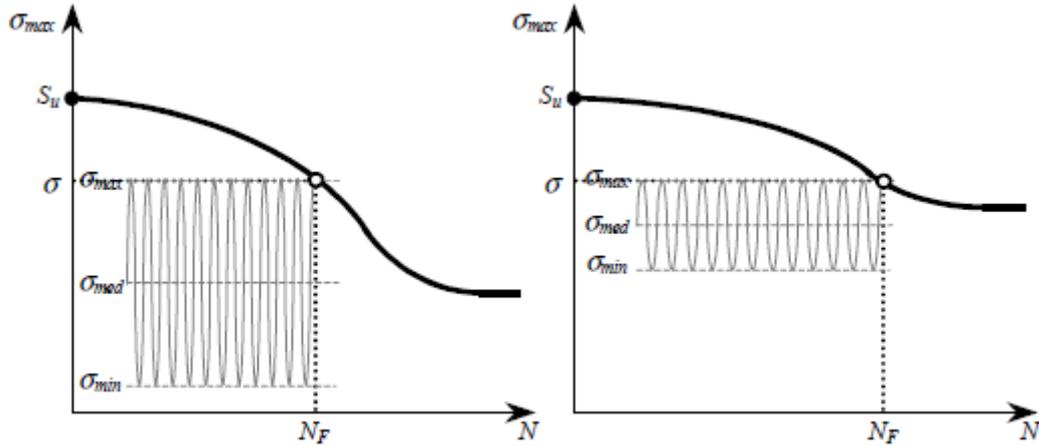


Figura 2.17: Efecto de la tensión media en la vida a fatiga de un material.

Vemos que la información que proporciona una sola curva S-N no es suficiente para caracterizar el comportamiento a fatiga de un material. Es necesaria toda una familia de curvas en el plano S-N para caracterizar a un material en el que se de cualquier tipo de tensión cíclica. A continuación vemos una familia de curvas para tensiones medias positivas representada en función de su índice "R".

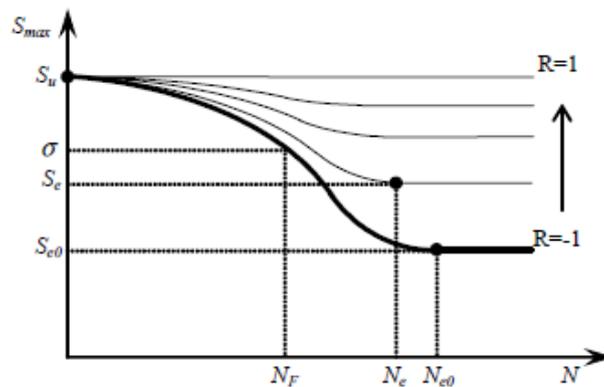


Figura 2.17: Familia de curvas S-N para tensiones medias positivas, entre  $R=-1$  y  $R=1$ .

*f.2) Efecto de las tensiones a compresión.*

Los mecanismos de daño sobre el laminado son diferentes, y por tanto el comportamiento a fatiga, según se trate de ciclos T-T ( $0 < R < 1$ ), C-C ( $R > 1$ ) o T-C ( $R < 0$ ). Realizar experimentos con tensiones a compresión es bastante complicado debido a la aparición del fenómeno de pandeo, que provoca una pérdida del control en el estado de tensiones, y la delaminación, si bien es cierto que es muy común encontrar piezas en servicio donde la carga provoque esa transición de tracción a compresión. Una solución bastante eficiente es el desarrollo de ensayos de flexión para llegar a estados de compresión.

Mientras que en metales las tensiones a compresión no son significativas a fatiga, ya que son las tracciones las que dominan la propagación de las grietas, en los compuestos los laminados con fatiga a T-C tienen más deterioro que con tensiones a T-T, como bien se va a intentar demostrar en el presente proyecto.

Las razones físicas del efecto adverso de las tensiones T-C en materiales compuestos no están esclarecidas a nivel microestructural. Se planteó que el hecho de que haya fases con distintas propiedades elásticas podría conducir a que las microgrietas que aparecen en fatiga se abran en un estado de tensiones a compresión, sobre todos las orientadas en dirección de la carga. Con todo, lo que sí resulta evidente en los diagramas S-N es la mayor degradación a T-C, ya que la pendiente es más acentuada cuando hay valores a compresión.

*g) Distancia entre apoyos.*

También denominada luz, la distancia entre los apoyos externos es un factor influyente en el tipo de ensayos que aquí se van a llevar a cabo, ya que contra menor sea ésta mayor será la flexión que experimente el centro de la probeta.

*h) Geometría de la probeta.*

Las dimensiones del espécimen no son un factor determinante en la resistencia a fatiga puesto que ésta viene dada en tensiones, si bien la carga aplicada para conseguir un nivel de tensiones determinado sí dependerá de los valores de ancho y espesor.

i) *Temperatura.*

Tiene un efecto adverso en la resistencia a fatiga de los laminados, ya que a medida que aumenta provoca la debilitación de la matriz y por consiguiente habrá más facilidad de que tengan lugar mecanismos de daño.

La frecuencia de ensayo, según se dedujo de otros proyectos al ensayarse a tracción-tracción probetas del mismo material a 45º y 0º y a 10 y 15 Hz respectivamente, parece no resultar muy determinante cuando se trata de esas variaciones. En este proyecto se realizarán los ensayos de empotramiento a 5 Hz y los restantes a 3 Hz, suponiéndose despreciable por tanto esa diferencia en la variación del número de ciclos con respecto al tiempo.

### 2.2.5.- Diagramas de vida constante. [15]

La proporción entre las componentes media y alterna de la tensión cíclica es muy significativa en el comportamiento de un material sometido a fatiga, por lo que se han desarrollado representaciones gráficas que presenten esta influencia de una forma más o menos equivalente. Una de las representaciones más usuales es el diagrama de vida constante (en inglés CFL Diagram) en el plano  $\sigma_m$ - $\sigma_a$  que relaciona la tensión media con la alterna para un determinado número de ciclos. Se va a explicar en qué consiste al considerarse el elemento que refleja de forma más completa el comportamiento a fatiga de un laminado.

Tal como se hizo en [15], previamente a la realización de un diagrama de vida constante hay que poseer una base de datos suficientemente amplia con un número considerable de ensayos para diferentes valores del ratio de tensiones "R". En ese caso había datos en las gráficas S-n para R=0.1, 0.5 (T-T), R=2, 10 (C-C) y R=-1,  $\chi$ . Este último signo es conocido como ratio de tensiones crítico, y es igual a la relación entre la resistencia estática a compresión y la resistencia estática a tracción.

En la figura 2.18 se puede observar un diagrama de vida constante para un laminado determinado [45/90/-45/0]2s, del cual iremos analizando característica por característica.

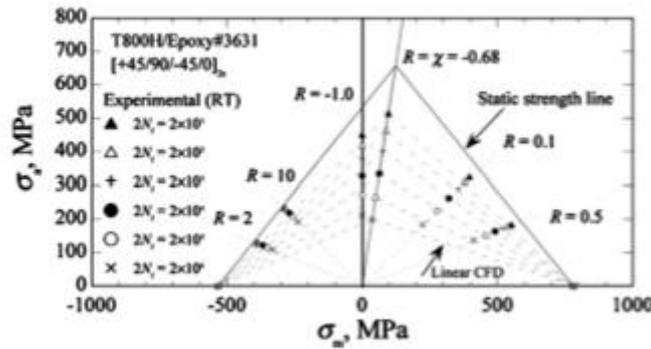


Figura 2.18: Diagrama de vida a fatiga constante lineal.

Los símbolos corresponden a valores constantes de vida a fatiga, y las máximas tensiones a fatiga asociadas se evalúan mediante una curva de ajuste a los resultados de los ensayos para cada valor de R. El caso en que el valor de R es igual a -1 ocupará el eje vertical al ser la tensión media igual a 0, y según nos movamos a la izquierda o a la derecha llegaremos a los ensayos C-C y T-T respectivamente.

Todos los puntos se encuentran dentro de la envolvente delimitada por dos **líneas de fallo estático** que conectan el pico con los puntos de resistencia a tracción y a compresión sobre la abscisa. En ese pico la tensión alterna alcanza un máximo en un ratio de tensiones aproximadamente igual al crítico, y es por esto por lo que el diagrama en este laminado es asimétrico con respecto al eje vertical. Las tensiones alterna y media en ese punto son las siguientes:

$$\sigma_{a,p} = (1/2)(1 - \chi)\sigma_B \quad (3)$$

$$\sigma_{m,p} = (1/2)(1 + \chi)\sigma_B \quad (4)$$

La tensión  $\sigma_B$  es una resistencia de referencia introducida para definir ese pico. Otro empleo es para definir la relación S-N normalizada asociada con el ratio de tensiones crítico, ya que el ratio de resistencia a fatiga en ese caso,  $\psi_\chi$ , vendría dado por el cociente entre  $\sigma_{max}$  y esta tensión  $\sigma_B$ . La determinación de su valor depende de la curva de ajuste a los datos de resistencia a fatiga. Elegiremos  $\sigma_T$  o  $\sigma_C$  según la que posea mayor valor absoluto.

La forma de un diagrama experimental CFL es casi lineal en el rango de corta vida a fatiga, pero pasa a ser no lineal según el valor de número de ciclos se hace más grande. El diagrama asimétrico lineal teórico no puede por tanto describir con precisión los datos experimentales en el rango de altos ciclos de fatiga. El diagrama teórico que más se ajuste a los datos experimentales estará hecho de curvas anisomórficas que tomarán valores máximos en las proximidades del ratio de tensiones crítico.

Una curva teórica para un valor constante de vida a fatiga en este diagrama se compone de dos partes asociadas con los modos de fallo en T-T y C-C respectivamente, y estarán conectadas la una a la otra en la línea crítica. Matemáticamente se describe como una función por partes que tendrá distinta formulación según la tensión media se encuentre entre la resistencia estática a compresión  $\sigma_c$  y la tensión media en  $\chi$ , o entre este valor y la resistencia estática a tracción  $\sigma_T$ . A parte de estas dos tensiones de referencia, harían falta los valores de las tensiones media y alterna para el ratio de tensiones crítico en cada número de ciclos.

Al ser el exponente de las funciones  $M=2-\psi_\chi$ , este valor siempre estará entre 1 y 2, ya que el ratio de resistencia a fatiga se encuentra siempre entre 0 y 1. Por tanto, la forma de las curvas cambiará suavemente desde una línea recta hasta una parábola con el incremento de la vida a fatiga. En la figura 2.19 se observa la forma en que queda el gráfico predicho junto a los datos experimentales designados mediante símbolos.

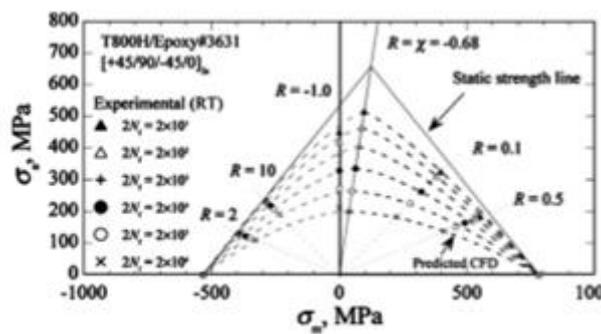


Figura 2.19: Diagrama de vida a fatiga constante anisomórfico.

En este tipo de diagrama se aprecia con claridad cómo la sensibilidad a fatiga se hace mayor bajo cargas en T-C cerca del ratio de tensiones crítico. Esto se refleja en la mayor distancia entre curvas CFL adyacentes.

Tras la construcción de todo diagrama es conveniente contrastar lo apropiado que es mediante la correspondiente comparación entre las relaciones S-N predichas y observadas para los casos de T-T, C-C, y T-C. Así se hizo en [15] como se muestra en las figuras 2.20, 2.21 y 2.22. Las líneas sólidas indican las predicciones y la línea punteada de la tercera figura las relaciones S-N de referencia usadas para el análisis de la vida a fatiga (correspondientes al ratio de tensiones crítico). Las relaciones S-N y su dependencia con la tensión media fueron bien descritos por el método de predicción propuesto basado en el diagrama CFL.

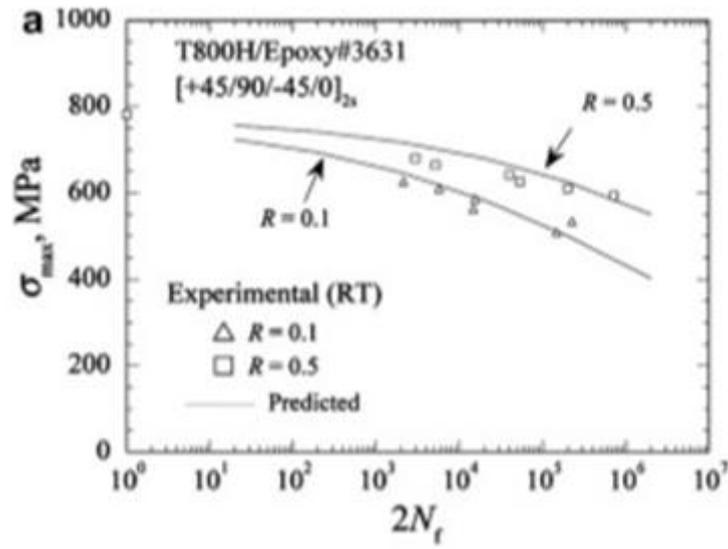


Figura 2.20: Comparación de datos experimentales con curvas de predicción S-N, caso T-T.

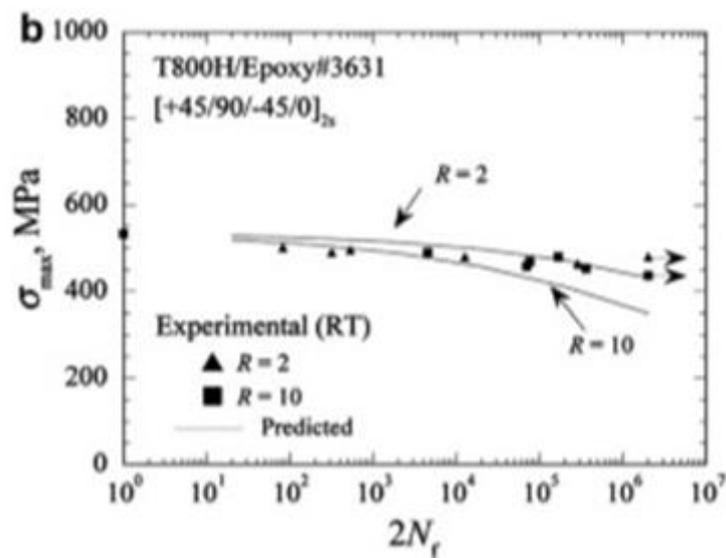


Figura 2.21: Comparación de datos experimentales con curvas de predicción S-N, caso C-C.

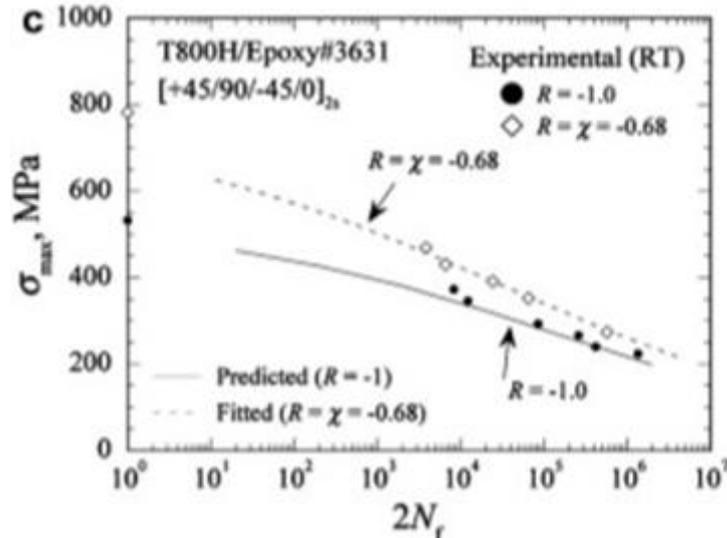


Figura 2.22: Comparación de datos experimentales con curvas de predicción S-N, caso T-C.

Se ha comprobado que los diagramas asimétricos predichos siguiendo el procedimiento propuesto coinciden con los experimentales independientemente del tipo de laminado.

Para la construcción de esos diagramas bastó con los valores de resistencia estática en tracción y compresión y los datos de fatiga para el ratio de tensiones crítico, que fueron ajustados por una relación S-N de referencia. Por tanto, vemos que la identificación del diagrama está basada sólo en una cantidad limitada de experimentos, reduciendo el número necesario de éstos.

### 2.2.6.- Mecanismos de daño en laminados. [12]

El daño microestructural del compuesto puede obedecer a algunos de estos fenómenos activos dentro de la lámina: rotura de fibras, formación de grietas en la matriz, rotura de interfase fibra-matriz y pandeo de la fibra bajo esfuerzos compresivos. Además, se debe considerar el daño entre láminas, principalmente el despegue entre láminas adyacentes o delaminación. En la figura 2.23 se representan gráficamente estos daños.

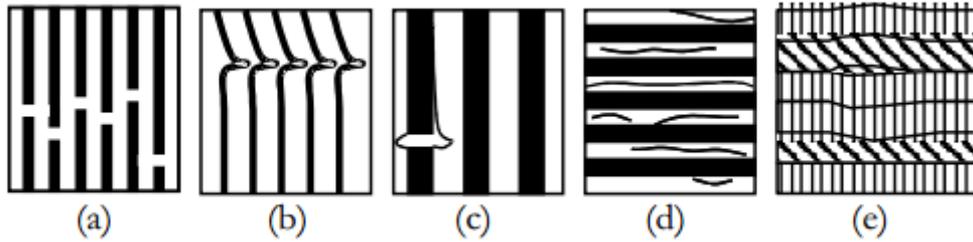


Figura 2.23: Mecanismos de daño en compuestos: a) rotura de fibras, b) pandeo de fibra por esfuerzos de compresión, c) *debonding*, d) agrietamiento en la matriz, e) delaminación.

Aunque hay que distinguir entre comportamiento de los compuestos bajo cargas estáticas y cargas cíclicas, en los dos casos se observan los mismos mecanismos de daños que llevan a la degradación. El estado de deterioro microestructural puede ser muy similar.

Como bien es sabido, hay importantes diferencias entre la evolución del daño por fatiga en materiales compuestos y materiales homogéneos. En metales el deterioro en fatiga puede subdividirse en tres etapas: i) nucleación de una grieta, ii) propagación lenta, y iii) fractura catastrófica del material por propagación rápida de la grieta. Durante la primera etapa, que ocupa casi toda la vida útil, ni la rigidez ni la resistencia se ven afectadas, y es cuando la abertura va creciendo ciclo a ciclo cuando se manifiesta la degradación en las propiedades.

En los materiales compuestos sucede algo totalmente distinto. Los mecanismos de daño son relativamente abundantes a nivel local, y su interacción es compleja. El deterioro microestructural se distribuye en el material al ir confluyendo los mecanismos antes comentados. Un laminado a fatiga antes de romper poseerá una fracción considerable de fibras rotas, numerosas grietas en la matriz, delaminaciones entre sus láminas,...

La importancia de cada mecanismo dependerá de la geometría de la pieza, del laminado en particular y del estado de cargas. Además, cualquiera de los mecanismos de daño conlleva una disminución en la contribución de alguno de sus componentes a sostener el esfuerzo aplicado. Se van perdiendo propiedades elásticas desde que empieza a deteriorarse el material.

Paralelamente a los mecanismos descritos, la degradación a largo plazo de un material está afectada por otros sucesos como los ambientales (humedad, temperatura, radiaciones,...) y debe tenerse en cuenta que existe acoplamiento entre ellos.

La **tolerancia al daño** es la capacidad que tiene la estructura de seguir soportando cargas una vez que se ha producido un fallo en la estructura, es decir, se analiza el comportamiento de la estructura a partir de la formación de la grieta en metales, o de la rotura de una lámina en un laminado de material compuesto. Realmente lo que sucedería en esa lámina es que convergerían mecanismos de fallo suficientes como para que ésta no

contribuyera en absoluto a las propiedades de rigidez y resistencia del laminado. Tras la rotura habría una redistribución de tensiones y por tanto de esfuerzos en las láminas, pero eso no significaría que el laminado estuviera roto y no pudiera seguir soportando, por ejemplo, ciclos de fatiga a una amplitud determinada.

### 2.3.- DISTINTAS CONFIGURACIONES DEL ENSAYO A FATIGA DE FLEXIÓN EN LAMINADOS DE MATERIAL COMPUESTO.

Se ha creído conveniente añadir algunas notas respectivas al ensayo de flexión, que permitirán conocer más acerca de éste y de las distintas configuraciones que pueden emplearse a la hora de trabajar en fatiga con laminados de material compuesto. Lo que a continuación se desarrolla está basado en notas procedentes de [16] y en los correspondientes ensayos y pruebas que se llevaron a cabo.

A pesar de no ser ampliamente aceptados, estos ensayos son usados para gran cantidad de propósitos en investigación, ya que presentan importantes ventajas:

- En primer lugar hay que tener en cuenta que las cargas de flexión ocurren con frecuencia en condiciones de servicio.
- Así mismo no aparecen problemas de pandeo, en comparación a lo que sucede con los ensayos de fatiga en tracción-compresión.
- Por último también es importante el hecho de que las fuerzas requeridas son mucho más pequeñas.

En lo que sigue serán comentadas las diferentes configuraciones que se van a desarrollar en este proyecto, mencionándose asimismo otras propuestas que fueron surgiendo como modificación de la configuración de partida.

#### **2.3.1.- Configuración convencional en tres puntos.**

La más sencilla de todas, consiste en colocar el espécimen entre dos rodillos en los extremos que sirven de apoyo y uno en el centro llamado indentador que ejerce la correspondiente presión. A partir de este tipo de ensayo es posible, como se verá más tarde en este mismo proyecto, obtener la recta de fatiga de Compresión-Compresión, ya que es en esta zona por donde falla la probeta.

En los apuntes consultados se había examinado esta configuración en 3 puntos estándar, llegándose a la conclusión de que no era del todo adecuada para el ensayo de laminados finos de material compuesto por dos motivos básicamente: en primera instancia, el desplazamiento o flecha del centro de la probeta era muy grande, limitando la frecuencia del ensayo y provocando dificultades extra en la interpretación del ciclo de histéresis por la fricción en los apoyos (hay que tener en cuenta que la evaluación de la degradación en la rigidez del laminado puede llevarse a cabo observando la histéresis para un ciclo de carga); además de esto, la simulación era complicada, ya que los apoyos debían ser modelados para

considerar la fricción, y las simulaciones requerían mucho tiempo debido a problemas de convergencia en las condiciones de contacto en éstos.

Posteriormente se analizaron diferentes propuestas que fueron surgiendo como modificación de la configuración original: una configuración en tres puntos modificada con apoyos rotatorios, otra en cuatro puntos, y una tercera en cuatro puntos con extremos empotrados. Los problemas que surgieron fueron de diversa índole, siendo la mayoría debidos a la limitación en la frecuencia de oscilación debido a los excesivos desplazamientos y al complejo modelado que derivaba de considerar la fricción en los apoyos o del contacto que hacía el mecanismo de montaje de los rodillos indentadores en lugar de los rodillos en sí. Se verá que la configuración óptima para ensayos de flexión será la configuración en tres puntos con extremos empotrados.

### **2.3.2.- Configuración en tres puntos con extremos articulados.**

Si bien la configuración estándar tan sólo permite ensayos para obtener curvas de Compresión- Compresión, esta configuración ha sido modelada en el presente proyecto para realizar ensayos en los que todas las láminas se encuentren alternativamente a tracción y a compresión. Un apoyo articulado se caracteriza por permitir el giro, y según permita o no el desplazamiento horizontal será móvil o fijo.

En este trabajo se intentará simular lo mejor posible este tipo de apoyo de tal forma que los extremos del espécimen estén fijados verticalmente sin equivaler a un empotramiento. Al haber más libertad de movimiento se presume que las amplitudes del desplazamiento serán mayores y la frecuencia por consiguiente estará más limitada.

### **2.3.3.- Configuración en tres puntos con extremos empotrados.**

Aunque se suele usar esta configuración para obtener curvas de Compresión-Compresión, en este estudio fue empleada para hallar las curvas de Tracción- Compresión. Para simular estas condiciones en los extremos del espécimen se restringieron todos los grados de libertad a lo largo de dos tramos situados simétricamente respecto al centro mediante fuertes asientos. Seguidamente se detallan la forma de proceder y los resultados que se muestran en [16] acerca de esta configuración, que se consideró como la más acertada.

La configuración de 4 puntos presentó una mayor carga de flexión para un menor desplazamiento, exactamente 2636 N para 8.3 mm. Estos buenos resultados hicieron que se mantuvieran las condiciones en los extremos, colocándose sólo un rodillo indentador. Como

pruebas anteriores mostraron que los empotramientos tendían a deslizarse hacia el interior por las altas tensiones de membrana, una pequeña pieza de Aluminio se colocó entre los asimientos para evitar que se produjera este efecto.

La realización de algunos ensayos cuasiestáticos permitió observar que las cargas al fallo eran 4 veces mayores, mientras que el desplazamiento era menos de la mitad, cuando se comparaba con la configuración de flexión estándar en 3 puntos. Así mismo, esta carga, de 3,8 KN, seguía siendo muy inferior que la carga de fallo en los ensayos uniaxiales, de 52,6 KN, por lo que la tercera ventaja comentada en la introducción seguía siendo válida.

Cuando se realizaron algunos ensayos de fatiga se notó que después de algunos cientos de ciclos, el rodillo central perdía el contacto durante cierto periodo de tiempo y la carga permanecía nula aunque el desplazamiento variaba. Esto podía deberse a deformación permanente o deslizamiento en los extremos. Al situar pequeñas marcas cercanas a los empotramientos, se apreció que la probeta se deslizaba una distancia de alrededor de 0,5 mm debido a las altas tensiones de membrana. Aunque la deformación permanente no debería ser despreciada, era el deslizamiento el que afectaba a las medidas reales.

Por consiguiente, aparte de emplear asimientos aserrados y aplicar suficiente presión, otras medidas de precaución debían tomarse. Las posibilidades eran varias: usar un actuador adicional para compensar el deslizamiento reajustando la posición de las fijaciones, emplear agarres hidráulicos para incrementar la presión, o incluso atravesar el espécimen con pernos en los extremos.

En los ensayos llevados a cabo antes de aplicar medidas se observó lo siguiente: en los de fatiga realizados, con menor amplitud en desplazamientos, el deslizamiento se iba incrementando poco a poco durante los ciclos; en los cuasiestáticos, con un desplazamiento 50% mayor, éste se acumulaba rápidamente. Esto sugería que el deslizamiento comenzaba después de muchos ciclos a baja amplitud o tras algunos ciclos a mayores amplitudes.

Es necesario destacar que el rango de amplitudes, variando desde vida infinita hasta el fallo en algunas docenas de ciclos, es muy estrecho, sólo 1,5 mm de variación en la amplitud del desplazamiento es suficiente.

Por último, los autores del artículo de investigación cuyas nociones más relevantes están siendo comentadas, llevaron a cabo simulaciones de elementos finitos con el programa ABAQUS. El objetivo era investigar qué porcentaje de la fuerza de flexión era debido a las tensiones de membrana, y cual procedía de la flexión en sí misma. Se hicieron varias simulaciones, dos tridimensionales en las que en una se permitía el deslizamiento y en otra no, y una tercera unidimensional para comprobar si era necesario realizar cálculos tridimensionales o si por el contrario bastaba con la teoría de vigas. Para obtener las cargas de flexión se forzó un desplazamiento del rodillo central igual a 10 mm.

Se llevaron a cabo análisis geométricos no lineales y se sacaron importantes conclusiones:

-Si el deslizamiento estaba permitido, la fuerza era mucho menor para un desplazamiento dado, y la curva del ensayo se parecía mucho más a la de este caso. Por tanto vemos la necesidad de una configuración empotrada sin deslizamiento alguno.

-Los resultados con la teoría de vigas elástica diferían muy poco de los obtenidos con análisis 3D, y se concluye que el cálculo unidimensional es mucho más conveniente para simulaciones de fatiga, ya que se hacía en cuestión de segundos.

- Con respecto a fuerzas y momentos, la componente longitudinal era 250 veces mayor en el caso sin deslizamiento, y el máximo momento flector era casi el doble en el centro de este mismo espécimen, mientras la fuerza transversal subía de 962 a 6280 N. Gran parte del esfuerzo de flexión se debe por tanto a esos esfuerzos de membrana.

En las siguientes gráficas de la figura 2.25 se aprecian las diferencias comentadas en cuanto a esfuerzos longitudinales, cortantes y momentos flectores para las dos configuraciones, una empotrada y otra en que se permitía el deslizamiento.

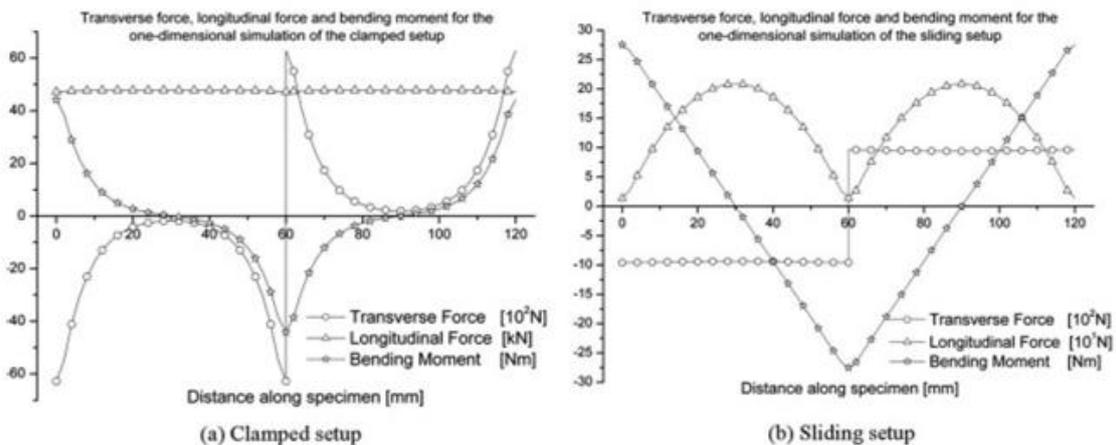


Figura 2.25: Evolución de la fuerza longitudinal, transversal y momento flector a lo largo del espécimen.

#### **2.3.4.- Conclusiones.**

Tras la discusión de diferentes configuraciones de flexión para ensayar finas láminas de material compuesto, se sacaron algunas conclusiones importantes. La configuración en cuatro puntos es muy fácil de modelar, pero los experimentos muestran bajas cargas para elevados desplazamientos, lo cual sólo permite bajas frecuencias. Inducir tensiones de membrana al empotrar los extremos del espécimen en una configuración de cuatro puntos permite mayores fuerzas para menores desplazamientos, pero el fallo siempre ocurría cercano a los agarres, donde se producía el mayor momento flector.

Empotrar los extremos de la probeta en una configuración de flexión en tres puntos fue la solución más acertada. Ésta es la que se va a poner en práctica en este proyecto, comparándola al mismo tiempo con la configuración de apoyos articulados y con el convencional ensayo de flexión en tres puntos. Aquí se produjeron cargas de flexión cuatro veces mayores para menos de la mitad del desplazamiento al ser comparado con el de tres puntos. Los ensayos de fatiga también dieron buenos resultados.