

Capítulo 1

INTRODUCCIÓN

1.1 Origen del Proyecto

Muchos de los componentes estructurales en servicio están sujetos a historias de carga variable con el tiempo de forma cíclica. Este tipo de sollicitaciones conlleva un proceso de deterioro progresivo de sus propiedades mecánicas. La reducción de la resistencia y el posterior fallo del material sometido a cargas repetidas de menor valor que la carga estática de rotura se conoce como fatiga del material. En consecuencia, las cargas con valores variables a lo largo del tiempo provocan fatiga sobre los elementos en servicio, lo que origina el fallo a valores de tensión inferiores a los fallos producidos bajo cargas constantes o estáticas.

La fatiga es actualmente una de las principales causas de fallo de los elementos estructurales en servicio. Por eso no debe extrañar que la degradación de los materiales sometidos a cargas cíclicas ocupe la atención y los recursos de un gran número de investigadores en los últimos años.

Por otra parte, el creciente desarrollo de las aplicaciones estructurales de los materiales compuestos fibrosos hace necesario un profundo análisis de su comportamiento a fatiga, ya que estimar la esperanza de vida de un elemento estructural debe ser uno de los puntos clave en su diseño. Además, hoy en día las estructuras realizadas con materiales compuestos se diseñan más cerca de sus límites admisibles, por lo que el estudio de fatiga cobra una importancia vital.

El conocimiento sobre los fenómenos de fatiga en laminados de material compuesto es actualmente muy limitado en comparación con los materiales metálicos. Esto se debe tanto a que el desarrollo de dichos materiales es muy reciente, como a la elevada complejidad de su estructura interna, que queda reflejada en su comportamiento resistente, caracterizado por la existencia de una extensa variedad de mecanismos de fallo. El análisis a fatiga de estos materiales ha adoptado en general el esquema establecido para materiales metálicos, aunque teniendo en cuenta las peculiaridades de los laminados de material compuesto (Sutherland H.J.[1], Germanischer Lloyd [2]). En este sentido Sutherland y Mandell [3] indican que el análisis a fatiga requiere, además de un detallado conocimiento del espectro de cargas, un profundo conocimiento del comportamiento a fatiga del material. En esta línea, los mayores avances en el campo de los materiales compuestos se han llevado a cabo en relación a los compuestos de fibra de vidrio, por ser los materiales habitualmente empleados en la construcción de palas de aerogenerador.

En relación a los compuestos de fibra de carbono la información existente es más limitada que la correspondiente a los compuestos de fibra de vidrio. Este hecho puede ser debido a que el campo fundamental de aplicación de los compuestos de fibra de carbono ha sido la industria aeronáutica, y hasta muy recientemente no se les ha conferido, a los elementos constituidos de material compuesto, un papel estructural. Por ello, el diseño a fatiga de estos elementos no resultaba un factor decisivo.

Evolución de los materiales compuestos en la Industria Aeronáutica

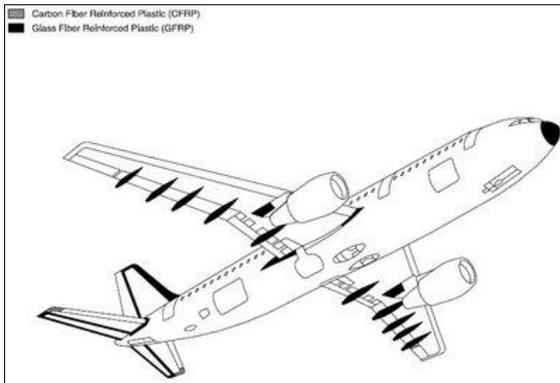
Los inicios del empleo de materiales compuestos en la industria aeronáutica se remontan hasta la II Guerra Mundial. El despliegue armamentístico durante el conflicto bélico motivó un gran desarrollo en la aviación [4]. Durante este periodo comenzaron a emplearse los materiales compuestos en aplicaciones sin alta sollicitación estructural, tales como las góndolas de los motores y las cubiertas de las antenas de radar, donde el *composite* ofrecía ventajas de reducción de peso. Asimismo los materiales compuestos comenzaron a ser empleados en conductos de ventilación debido al incremento del empleo de sistemas a bordo del avión y propiciado por la considerable reducción de peso que el *composite* ofrece con respecto a los materiales metálicos.

La primera aplicación de los materiales compuestos fibrosos con una importancia considerable desde el punto de vista estructural se llevó a cabo en 1942 con la modificación del fuselaje del avión de entrenamiento militar *Vultee BT-13A* perteneciente a la *US Army Air Force*. El fuselaje original de aluminio fue sustituido por un contrachapado de plástico preimpregnado dando lugar a la versión *Vultee XBT-16* [5]. Posteriormente se llevaría a cabo la fabricación del primer avión con fuselaje de material compuesto de fibra de vidrio, el *Vultee BT-15*, convirtiéndose en el primero de estas características que volara, en 1944 [6].

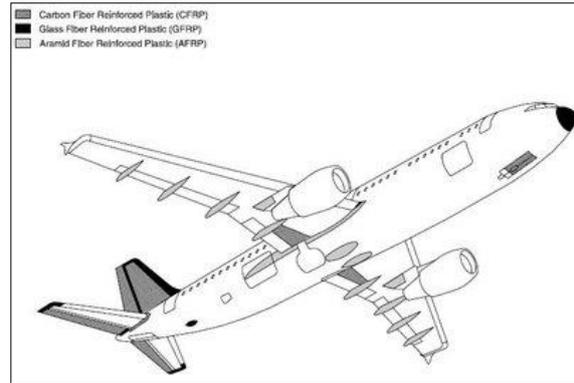
Durante las dos siguientes décadas tuvo lugar el desarrollo de las fibras de carbono. En 1956 en Estados Unidos fueron desarrolladas fibras de carbono a partir del rayón (fibras obtenidas a partir de la celulosa). Pero no sería hasta 1959 cuando el Dr. Akio Shindo de la Agencia de Ciencia Industrial Avanzada y Tecnología de Japón, llevó a cabo un estudio sobre la carbonización de fibras de poliacrilonitrilo (PAN). Dicho proceso otorga una mejora considerable en la resistencia a tracción de las fibras por lo que de ahí en adelante se convirtió en el método empleado para la elaboración de la fibra de carbono [7].

A partir de la década de 1970 tiene lugar un importante crecimiento en la aplicación de los materiales compuestos en la industria aeroespacial. Desde entonces hasta nuestros días se ha llevado a cabo una fuerte colaboración entre las empresas manufactureras de aeronaves y los centros de estudio e investigación generando una importante transferencia de conocimiento y el consiguiente aumento del empleo de los materiales compuestos en la fabricación de aeronaves.

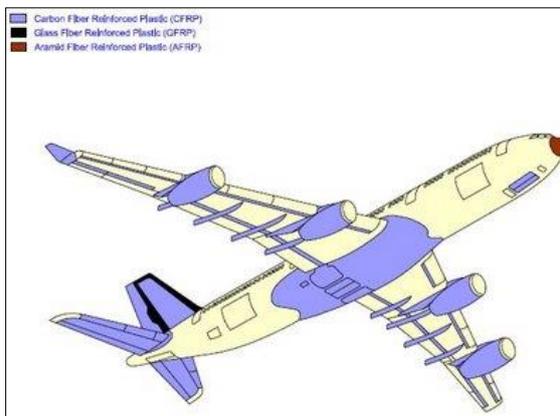
En los últimos años, el empleo de materiales compuestos fibrosos en la industria aeroespacial ha tenido un crecimiento exponencial, mientras que se ha reducido el empleo de aleaciones de aluminio. A modo de ejemplo consideraremos la evolución del empleo de materiales compuestos en las aeronaves desarrolladas por la compañía europea *AIRBUS*. Dicha evolución queda representada en las figuras 1.1 a 1.4 (Fuente: [8]).



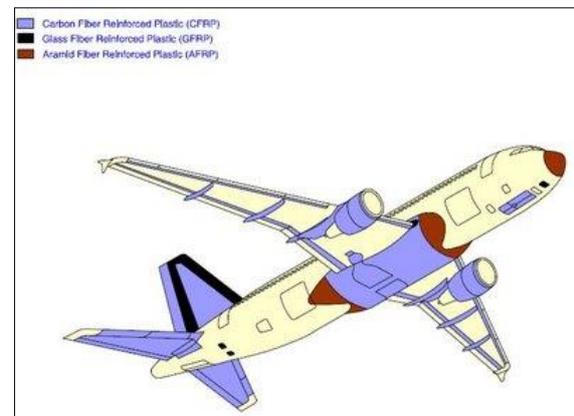
A300 (1972): 5% en peso de *composites*.



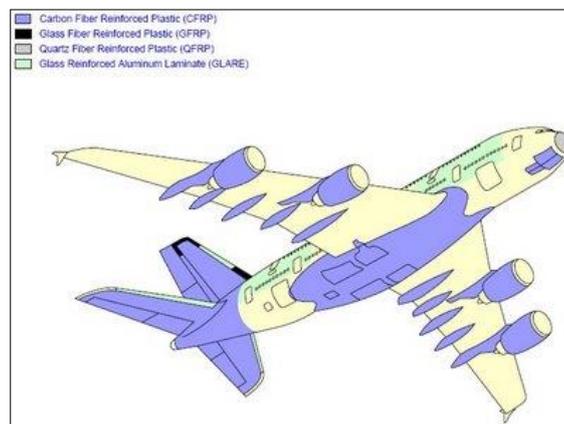
A310-200 (1982): 8% en peso de *composites*.



A320 (1987): 10% en peso de *composites*.



A330 (1992-2002): 12% en peso de *composites*.



A380 (2007): 25% en peso de *composites*.

Figura 1.1: Evolución de los materiales compuestos en la Industria Aeronáutica. (Airbus)

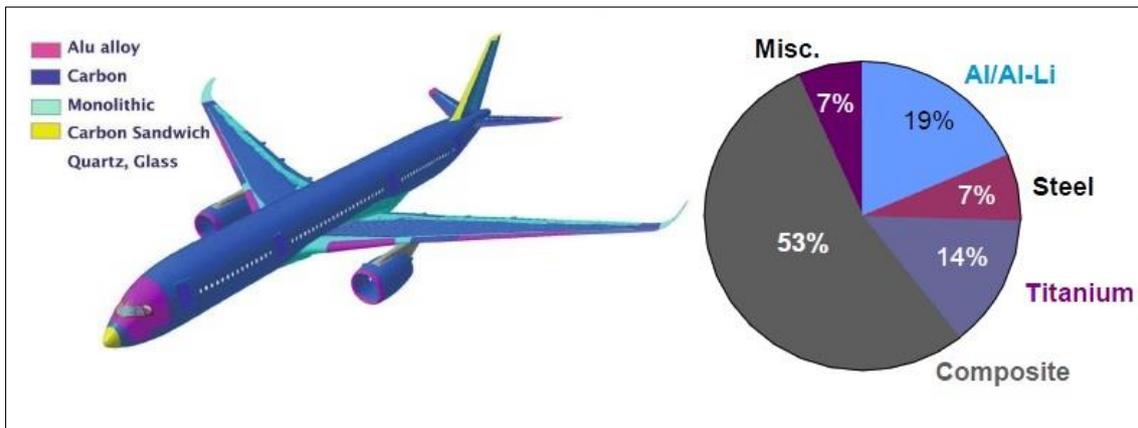


Figura 1.2: Airbus A350 XWB (actualidad): 53% en peso de *composites*.

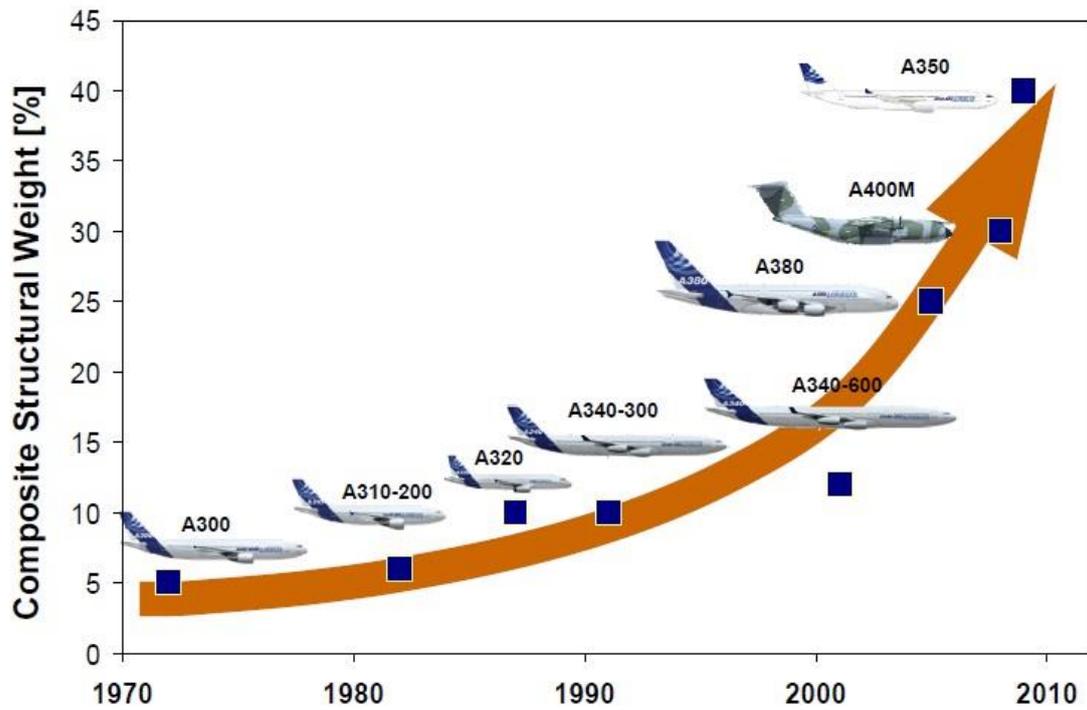


Figura 1.3: Evolución del peso estructural de los *composites*.

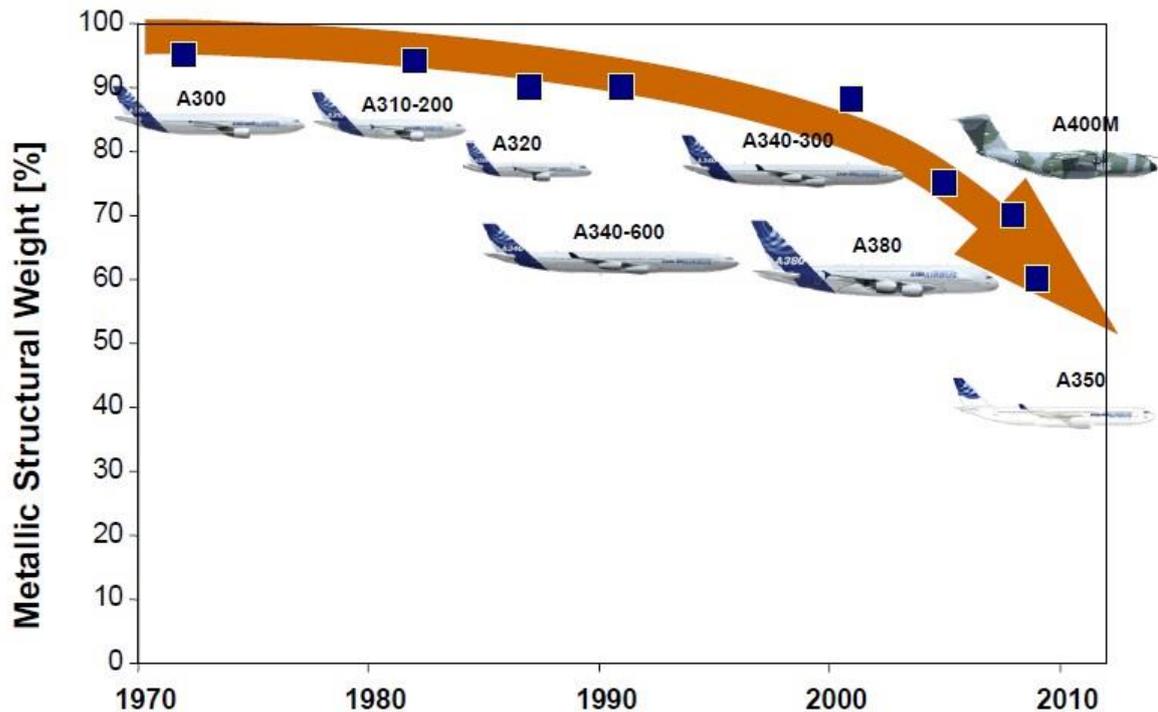


Figura 1.4: Evolución del peso estructural de las aleaciones metálicas.

A la vista del creciente desarrollo de aplicaciones estructurales de los materiales compuestos fibrosos en la industria aeronáutica, es necesario un profundo conocimiento sobre su comportamiento a fatiga. En cuanto a los materiales compuestos de fibra de carbono este conocimiento es todavía limitado, debido a la gran variedad de combinaciones posibles de este tipo de material para crear elementos resistentes. Se hace patente por tanto la necesidad de establecer criterios ingenieriles de predicción del fallo a fatiga para materiales compuestos de fibra de carbono.

El Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales (GERM) perteneciente al departamento de Mecánica de los Medios Continuos, Teoría de Estructuras e Ingeniería del Terreno de la Universidad de Sevilla, al que pertenecen los profesores tutores de este proyecto, tiene abierta una línea de investigación para la caracterización a fatiga de materiales compuestos de fibra de carbono. Dentro de esta línea de trabajo podemos diferenciar el comportamiento de laminados unidireccionales de fibra de carbono y laminados en tejido de fibra de carbono.

Es aquí donde se ubica el presente proyecto: “CARACTERIZACIÓN DEL COMPORTAMIENTO A FATIGA EN TRACCIÓN – TRACCIÓN DE TEJIDOS DE FIBRA DE CARBONO / RESINA EPOXI. ESTUDIO DE LA INFLUENCIA DE LA FRECUENCIA”.

1.2 Objetivos

Como objetivo principal de este proyecto se establece estudiar el comportamiento a fatiga bajo cargas de tracción-tracción de un laminado de tejido de fibra de carbono / resina epoxi. Para ello se llevarán a cabo ensayos de fatiga sobre probetas con dos orientaciones distintas del refuerzo del tejido: orientación 0/90°, que serán llamados ensayos on-axis; y orientación 45/-45°, que serán llamados ensayos off-axis.

Para llevar a cabo dicha caracterización a fatiga se someterán las diferentes probetas a ensayos de fatiga, en los que se obtiene el número de ciclos para el que se produce el fallo bajo un incremento de tensiones, manteniéndose una relación de tensiones extremas ($R = \sigma_{\min}/\sigma_{\max}$) constante y un valor de la tensión media σ_m fijo. En el estudio que nos ocupa se llevarán a cabo ensayos bajo cargas cíclicas de tracción - tracción, por lo que la tensión media será siempre positiva. El valor de R se mantendrá fijo e igual a 0,1.

Los resultados de los ensayos serán presentados mediante curvas S-N (tensión máxima frente a número de ciclos). Para conseguir dicha curva tendremos que realizar diferentes ensayos a distinta tensión máxima, lo cual supone ensayar las probetas bajo distintos niveles de carga. Dichos niveles de carga se conseguirán tomando una tensión máxima correspondiente a distintos porcentajes de la resistencia a tracción estática, esto es, la tensión de rotura del ensayo estático de tracción.

Para cada tipo distinto de probeta, correspondientes a las distintas orientaciones del tejido, se realizarán ensayos a dos frecuencias distintas para evaluar su influencia en el comportamiento en fatiga hasta el fallo. Por lo tanto, se realizarán cuatro grupos de ensayos: a dos frecuencias distintas para cada una de las dos orientaciones bajo estudio.

Adicionalmente se llevará a cabo un control de la temperatura de los especímenes bajo ensayo para analizar la posible influencia que pueda tener el calentamiento de la matriz en la resistencia de las probetas.

Para poder desarrollar el objetivo principal, es decir los diferentes ensayos dinámicos, es necesario llevar a cabo el objetivo secundario de caracterización estática de las probetas. Para ello se realizarán ensayos estáticos de tracción de los que se extraerán como resultados la tensión de rotura y el módulo elástico para cada uno de los laminados de distinta orientación.

Para poder alcanzar los objetivos descritos es necesario en primer lugar llevar a cabo la fabricación y preparación de las probetas. Por tanto se establecen los siguientes objetivos referentes a dicha tarea:

- Fabricación (apilado y curado) de dos paneles de tejido con orientación 0/90°.
- Fabricación (apilado y curado) de dos paneles de tejido con orientación 45/-45°.

- Pegado de tacones de refuerzo de fibra de vidrio en todos los paneles para mejorar el agarre durante los ensayos y controlar la zona de rotura.
- Corte y preparación de las probetas a ensayar.

Debido a las limitaciones de la máquina de ensayos a emplear es necesario un análisis de la frecuencia a aplicar en los ensayos dinámicos. La frecuencia máxima depende del equipo (servoválvula), del nivel de carga y de la rigidez de la probeta. Se establece una frecuencia base de 10Hz, la cual será incrementada o reducida en función de la respuesta dinámica de la máquina de ensayos.

Teniendo en cuenta la dificultad que supone trabajar con una máquina dinámica de ensayos hidráulica, esto es, capaz de aplicar cargas cíclicas mediante la variación del caudal de aceite aplicado; y para garantizar la mayor veracidad de los resultados obtenidos tras los ensayos dinámicos, será necesario analizar si la rotura de las probetas se ha producido satisfactoriamente, o bien ésta se ha producido por algún incremento no programado de la carga aplicada por la máquina de ensayos. Asimismo se analizará si la rotura ha ocurrido en la zona de la probeta bajo estudio o bien ésta se ha producido en la zona de los tacones de refuerzo de fibra de vidrio.

Una vez obtenidos los resultados experimentales se llevará a cabo su análisis correspondiente:

- Realización de las curvas S-N para cada tipo de probetas.
- Normalización de las curvas obtenidas para poder comparar el comportamiento de las probetas con distinta orientación.
- Análisis del calentamiento sufrido por los especímenes ensayados.

1.3 Contenido

La estructura del presente documento se divide en 7 capítulos, que han comenzado con un estudio de la importancia creciente de los materiales compuestos fibrosos en la industria aeronáutica. A continuación se ha detallado la motivación que induce al desarrollo de este proyecto englobado dentro de las investigaciones del Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales de la Universidad de Sevilla.

En el capítulo segundo se desarrollan los antecedentes del proyecto. Se repasará brevemente la clasificación de los materiales compuestos fibrosos, así como los diferentes tipos de matrices y fibras empleados en la actualidad y bajo desarrollo futuro. Además en este capítulo se expondrán los estudios previos llevados a cabo sobre el comportamiento a fatiga de laminados de tejido de fibra de carbono / resina epoxi. Por último se presentarán los distintos procedimientos para llevar a cabo el análisis de los resultados experimentales obtenidos, esto es, curvas S-N y diagramas de Goodman.

En el capítulo tercero se detallará el proceso de fabricación de los distintos paneles, así como la preparación de las probetas a ensayar. Además se presentará el material empleado en el proyecto, sus características nominales, así como su forma de suministro.

El desarrollo de los distintos ensayos que componen el presente proyecto se explicará de forma pormenorizada en el capítulo cuarto. Se expondrán las máquinas empleadas además del proceso llevado a cabo para la realización de los ensayos. Por último se mostrarán los resultados experimentales obtenidos.

El análisis de dichos resultados se llevará a cabo en el quinto capítulo. Quedará detallada la problemática encontrada durante los ensayos y se analizará la validez de los resultados obtenidos.

En el sexto capítulo se expondrán las conclusiones obtenidas tras la realización del proyecto, así como posibles desarrollos futuros en aras de complementar el presente estudio.

Por último en el capítulo séptimo se recoge un resumen de la documentación consultada y la bibliografía necesaria para el desarrollo del proyecto.